

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»
Факультет інформатики та обчислювальної техніки
Кафедра автоматики та управління в технічних системах**

До захисту допущено:

Завідувач кафедри

_____ Олександр РОЛІК

«__» _____ 20__ р.

Дипломний проєкт

на здобуття ступеня бакалавра

за освітньо-професійною програмою «Комп'ютеризовані системи управління»
спеціальності 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»
на тему: «Контролер системи керування головою самонаведення
протикорабельної ракети»

Виконав:

студент IV курсу, групи ІА-62

Склезь Роман Олегович _____

Керівник:

Ст.викладач

Шимкович Володимир Миколайович _____

Рецензент:

Доцент кафедри ОТ, к.т.н. доц.

Волокита А.М. _____

Засвідчую, що у цьому дипломному
проєкті немає запозичень з праць інших
авторів без відповідних посилань.

Студент _____

Київ – 2020 року

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Факультет інформатики та обчислювальної техніки
Кафедра автоматики та управління в технічних системах

Рівень вищої освіти – перший (бакалаврський)

Спеціальність – 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»

Освітньо-професійна програма «Комп'ютеризовані системи управління»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Олександр РОЛІК

«__» _____ 20__ р.

ЗАВДАННЯ

на дипломний проєкт студенту

Склезь Роман Олегович

1. Тема проєкту «Контролер системи керування головою протикорабельної ракети», керівник проєкту Шимкович Володимир Миколайович ст.викладач, затверджені наказом по університету від «07» травня 2020р. №1081.

2. Термін подання студентом проєкту 09.06.2020

3. Вихідні дані до проєкту: ракета має масу 870 кг, масу бойової частини - 150 кг, дальність пуску до 280 км, швидкість біля 900 км/год, а висота польоту над гребенем хвиль - від 3 до 10 м.

4. Зміст пояснювальної записки Вступ, технічна характеристика, огляд існуючих рішень, обґрунтування вибору елементів, розроблення схеми електричної структурної, розроблення схеми електричної принципової, розробка плати друкованої, збірка плати та перевірка на працездатність.

5. Перелік графічного матеріалу (із зазначенням обов'язкових креслеників, плакатів, презентацій тощо) схема електрична структурна, схема електрична функціональна, плата друкована, збірка плати.

6. Дата видачі завдання 10.02.2020

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проєкту	Термін виконання етапів проєкту	Примітка
1	Огляд існуючих рішень	13.02.2020	
2	Розроблення схеми електричної структурної	30.02.2020	
3	Вибір окремих вузлів і елементів	18.03.2020	
4	Розгляд навчання системи наведення	08.04.2020	
5	Розроблення схеми електричної принципової	14.04.2020	
6	Розробка друкованої плати	15.05.2020	
7	Оформлення текстової документації	25.05.2020	

Студент

Роман СКЛЕЗЬ

Керівник

Володимир ШИМКОВИЧ

АНОТАЦІЯ

Склезь Р.О. Контролер системи керування головкою протикорабельної ракети. КПІ ім. Ігоря Сікорського, Київ, 2020.

Проект містить 68 с. тексту, 24 рисунки, 27 літературних джерел та 4 графічні матеріали.

Ключові слова: система навігації, контролер системи керування головкою протикорабельної ракети, інтерфейс передачі даних, ітеративне навчання системи наведення.

Об'єктом дослідження є головка протикорабельної ракети.

Предметом дослідження є контролер системи керування головкою протикорабельної ракети.

Дипломний проект присвячено дослідженню та проектуванню системи, що забезпечує підвищення ефективності влучання та контролю над польотом ракети. Принцип роботи системи засновано обробці даних з системи глобального позиціонування супутників та подальшого керування над нею. В проекті розроблені структурна, принципова електричні схеми системи, а також друкована плата.

SUMMARY

Sklez R.O. Control systems for the main anti-ship missile. KPI them. Igor Sikorsky, Kyiv, 2020

The project contains 68 pages, 24 drawings, 27 literary sources and 4 graphic materials.

Keywords: navigation system, control system for control of the main anti-ship program, data transmission interface, iterative training systems for control.

The main anti-ship missile is a research problem.

A study of controlled control systems of the main anti-ship missile was conducted.

The diploma project is devoted to research and development of systems that use the efficiency of use and use over flights. The principle of operation of the system was created in the processing of data from global satellite positioning systems and modern control over it. The project develops structural, basic electrical diagrams of the system, as well as a printed circuit board.

**Пояснювальна записка
до дипломного проєкту
на тему: «Контролер системи керування
головкою самонаведення протикорабельної
ракети»**

Київ – 2020 року

Номер строки	Формат	Обозначение			Наименование	Кол. листов	Номер элем.	Примечание	
1					<u>Документація загальна</u>				
2									
3	A4	IA62.250БАК.001			Специфікація	2			
4	A3	IA62.250БАК.001 СБ			Складальне креслення	1			
5	A3	IA62.250БАК.001 Е1			Контролер системи				
6					керування головою	1			
7					Протикорабельно́й ракети				
8					Схема електрична				
9					структурна				
10									
11	A3	IA62.250БАК.001 Е3			Контролер системи	1			
12					керування головою				
13					протикорабельної ракети				
14					Схема електрична				
15					принципова				
16									
17	A4	IA62.250БАК.001 ПЗ			Пояснювальна записка	68			
18									
19					<u>Документація по деталям</u>				
20									
21	A3	IA62.250БАК.001			Плата друкована	1			
22									
23									
24									
25									
26									
					IA62.250БАК.001 ТП				
Изм.	Лист	№ докум.	Подпись	Дата	Контролер системи керування головою протикорабельної ракети Відомість технічного проекту	Лит.	Лист	Листов	
Разраб.		Склезь Р.				Т		1	1
Провер.		Шимкович В.							
Реценз.									
Н.контр.									
Утверд.						НТУУ "КПІ" ФІОТ Група ІА-62			

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ.....	10
ВСТУП	11
1 ПРИЗНАЧЕННЯ І ОБЛАСТЬ ЗАСТОСУВАННЯ	13
2 ТЕХНІЧНА ХАРАКТЕРИСТИКА	14
3 ОГЛЯД ІСНУЮЧИХ РІШЕНЬ І ОБҐРУНТУВАННЯ ВИБОРУ СТРУКТУРИ КОНТРОЛЕРА	15
3.1 Загальні відомості	15
3.2 Структура крилатої ракети	19
3.3 Система наведення ракети	22
3.4 Розробка і опис структурної схеми контролера.....	29
4 ВИБІР ТА ОБҐРУНТУВАННЯ ОКРЕМИХ ВУЗЛІВ ТА ЕЛЕМЕНТІВ	33
4.1 Вибір стандарту для передачі даних. Порівняльний аналіз RS-235 та RS-485	33
4.2 Реверсивний двигун постійного струму	38
4.3 Вибір мікроконтролера.....	39
4.4 Вибір приймача	42
4.5 Вибір датчика кута поворота	44
4.6 Вибір елементів схеми блоків управління осями	48
5 РОЗРОБКА ПРИНЦИПОВОЇ ЕЛЕКТРИЧНОЇ СХЕМИ	49
6 РОЗРОБКА І ОПИС ДРУКОВАНОЇ ПЛАТИ	55
7 ЗБІРКА ПЛАТИ ТА РЕЗУЛЬТАТИ ЩО ПІДТВЕРДЖУЮТЬ ПРАЦЕЗДАТНІСТЬ	58
ВИСНОВКИ.....	66
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	68

					IA62.250БАК.001.ПЗ			
Зм.	Арк.	№ докум	Підпис	Дата				
Розроб.	Склезь Р.О.				Контролер системи керування головою самонаведення протикорабельної системи Пояснювальна записка			
Перевір.	Шимкович В.М.							
Т.контр.								
Затвер.								
						Літера	Аркуш	Аркушів
						Т		68
						КПІ ФІОТ Група ІА-62		

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ

КР – крилата ракета;

ГСН – головка самонаведення;

АЦП – аналогово-цифровий перетворювач;

ОУ – об'єкт управління;

ДКП – датчик кінцевого положення;

ДПС – двигун постійного струму;

ДЖ – джерело живлення;

ВЕ – виконавчі елементи;

КСКГПР – контролер системи управління головкою протикорабельної ракети;

СУ – системний генератор;

ІГ – індикатор готовності;

МК – мікроконтролер;

ШІМ – широтно імпульсна модуляція;

ОУ – об'єкт управління;

ЕОМ – електронно обчислювальна машина;

ПТ – програмований таймер;

ПКП – програмований контролер переривань;

ПВВ – порт вводу-виводу;

ПК – пристрій керування;

ПЗП – постійно запам'ятовуючий пристрій;

ЦП – центральний процесор.

					IA62.250БАК.001.ПЗ	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		10

ВСТУП

У всі часи суспільство мало низку як внутрішніх, так і зовнішніх конфліктів, які у історичній більшості незмінно вирішувались війною, що провокувало кожну державу так або інакше невпинно розвивати власну економіку, яка б дозволила наростити воєнну міць, ідеологію, власну тактику та стратегію, а в новітній історії людству став необхідним технологічний та інформаційний прогрес для домінування над супротивником і досягнення бажаних результатів. Що у свою чергу розширило промислове виготовлення воєнного обладнання до використання новітніх розробок інтелектуалізованих засобів ведення війни: розробка автоматизованих систем дистанційно або програмованого керування, робототехніки, покращення їх точності і надання протитехніковій зброї головну роль в якості основного засобу захисту суверенітету та стабільності держави.

Головка самонаведення – це спеціальний пристрій, розміщений в голові крилатої ракети, на відміну від звичайних ракет повітря-земля, що не мають високої точності проти маневруючих цілей, здійснює контроль над польотом ракети за допомогою виявлення та класифікації цілі, що дає можливість головному контролеру системи з запрограмованими алгоритмами ракети провести аналіз згідно закладеної бази та даних з супутників, обрати необхідну мішень та вирахувати оптимальну траєкторію для непомітного для радарів противника знищення. Саме тому даний пристрій є однією з найскладніших елементів системи ракетних комплексів.

Головка самонаведення проявляє свою найбільшу значущість в комплексі ракети за рахунок надвисокої оглядовості головки, яку забезпечують надвисокі кути відхилення в конструкції системи, що дозволяють знищити ціль при активному маневруванні, а також має програмовану систему наведення, яка використовує дані супутників та наявну інформацію, запрограмовану в системі, про новітні воєнні заводи для створення шумів і збиття сигналу наведення, дозволяє ракеті здійснювати маневри на достатньо малій висоті і не потрапляти в

					IA62.250БАК.001.ПЗ	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		11

область видимості ворожих радарів, що додає їй неабияку перевагу над звичайними ракетами.

Ця тема є актуальною тому, що всі ці роки через втрату кораблів та озброєнь в 2014 році в АР Крим, Україна була беззахисною перед загрозою морського вторгнення ворожого флоту та десанту на українські береги. Таким чином для захисту морського кордону в 2015 році активно створювалися батальйони, які використовували ракетні залпові комплекси та армійську артилерію в умовах відсутності протикорабельних озброєнь. Саме тому розробка призначена створенню та автоматизації системи керування головкою протикорабельної ракети як компоненту потенційного ракетно-космічного щита України за допомогою сучасної мікропроцесорної системи з використанням відповідного мікроконтролера і методів автоматизації, а також інноваційним методикам, що передбачають рух цілі для подальшого її ураження, що відіграє головну роль на полі бою у сучасних методах ведення військових морських та прибережних операцій, включаючи пересування стратегічних об'єктів на морських просторах.

Мета роботи розробити контролер системи керування положенням головки самонаведення протикорабельної ракети, що дозволяє відстежити положення ворожого об'єкту за допомогою супутникової навігації та доставити ракету в область ураження цілі, оминувши завади противника.

Задачі роботи:

- 1) розглянути ітеративний спосіб навчання наведення ракети;
- 2) обрати доцільні елементи для проектування системи;
- 3) розглянути та провести аналіз перспектив розвитку й можливостей ракетних комплексів на озброєнні нашої та іноземних держав, а також систем навчання для наведення ракет нового, в нашому випадку саме п'ятого покоління, розробити контролер системи керування головкою протикорабельної ракети;
- 4) розробити друковану плату контролера системи керування головкою самонаведення протикорабельної ракети;
- 5) провести опис працездатності спроектованого пристрою.

					<i>IA62.250BAK.001.ПЗ</i>	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		12

1 ПРИЗНАЧЕННЯ І ОБЛАСТЬ ЗАСТОСУВАННЯ

У даній дипломній роботі розроблений контролер системи керування головою протикорабельної ракети. Основними завданнями, які вирішує контролер, є підтримання необхідних умов для правильної взаємодії всіх компонентів пристрою головки: контроль за коригуванням напрямку антен встановлених на ньому в залежності від положення супутника на небосхилі, тобто дозволяє здійснювати управління кутами поворотного пристрою в залежності від місця знаходження і руху об'єкту ураження в двох режимах: автономному, безпосередньо під час експлуатації та монтажу системи в ракету так і підключення вручну для попереднього тестування системи, що дозволить провести попередні тести та симуляції поведінки для точності пристрою за менший кошт, що в свою чергу покращить показники ракетного комплексу і призведе до конкурентно спроможності нашої держави на ринку військових технологій та озброєнь .

КСКГПР призначений для:

- 1) отримання даних від датчиків стану об'єкта управління та повороту;
- 2) обробки інформації та формування керуючих впливів;
- 3) згідно встановлених алгоритмів та супутникової навігації;
- 4) обміну інформацією з іншими контролерами і центральної ЕОМ ;
- 5) аналогово-цифрового перетворення.

КСКГПР можна розділити на наступні блоки:

- 1) блоки управління віссю азимута та елевації;
- 2) керуючий мікроконтролер;
- 3) пристрій відображення інформації;
- 4) приймач даних;
- 5) аналогово-цифровий перетворювач.

Областю застосування пристрою є військова промисловість створення протитехнікової зброї.

					<i>IA62.250BAK.001.ПЗ</i>	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		13

2 ТЕХНІЧНА ХАРАКТЕРИСТИКА

Система повинна відповідати наступним вимогам:

- 1) конденсатори з напругою 20 В та 50 В;
- 2) кварцовий резонатор з частотою 10 МГц;
- 3) напруга, яка подається на блок контролю осей - 5В;
- 4) двухповоротня лінія зв'язку з опором 120 Ом;
- 5) інтерфейс зв'язку з ПК: RS-485;
- 6) напруга приймача - 5 В;
- 7) напруга живлення двигунів 8 .. 37 В;
- 8) передача даних 19200 бод;
- 9) напруга обмотки реле - 24 В;
- 10) мінімальний кут огляду 0,35°;
- 11) друкована плата контролера системи - 99х73 мм.

					<i>IA62.250БАК.001.ПЗ</i>	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		14

3 ОГЛЯД ІСНУЮЧИХ РІШЕНЬ І ОБҐРУНТУВАННЯ ВИБОРУ СТРУКТУРИ КОНТРОЛЕРА

3.1 Загальні відомості

Впродовж існування незалежної Української держави, тобто з 1991 року Кабінетом Міністрів та Верховною Радою впроваджувались чисельні реформи та закони, що розфурмували і в деякому сенсі частково переформовували воєнні корпуси і з'єднання, серед них були і ракетні війська України, а саме комплекси “Ельбрус”, розформовані 2011 року, дальність яких складала до 700 км. В свою ж чергу на озброєнні залишились лише комплекси “Точка - У”, які чи не в 6 разів уступали дальності розформованих комплексів, за рахунок дальності в 120 км та могли використовуватись в деяких оперативно-тактичних операціях. Слабо сформовані авіація та флот, передували використанню артилерійських батальйонів на підтримку піхоти в воєнних конфліктах, які відбуваються з початку 2014 року, що були явно менш потужні і точні на озброєнні противника. В результаті чого прибережна частина українських берегів ,а також АР Крим зазнали серйозного тиску та неабияких труднощів з боку російських систем ППО і як наслідок втрата чисельної території.

Українським винахідникам до розпаду Радянського Союзу була поставлена задача випуску ракети Х-35, розробка якої передувала закінченню холодної війни та власне створенню незалежної Української держави, в результаті чого дана модель вже не мала змоги потрапити на радянську службу і була вперше представлена в Росії в середині 1990-х років. Отож, з цього можна зробити припущення що найімовірніше Україна мала всю технічну документацію на цю ракету, оскільки займалась також виготовленням двигунів та деяких інших компонентів для подальшого продажу і оснащення російських ракет Х-35. Отож для посилення українського ракетно-оборонного комплексу була залучена приватна компанія “Радіонікс”, яка і по цей час являється членом Ліги оборонних підприємств України. Дана компанія зайнялась розробкою першої протикорабельної ракети Нептун в 2013 році, яка використовує ракету R-360, як

					IA62.250БАК.001.ПЗ	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		15

версію російського Х-35, яка має відмінність в довшому корпусі, що дозволяє вмістити більшу кількість палива, більший бустер. Перші моделі мали дальність до 280 км, що були кращими по даному показнику, показали себе і стали на випробування в 2016 році, але без системи наведення дана модель не мала достатньої ефективності ураження. Її можна було перевозити та запускати з військово-морських, сухопутних та повітряних платформ.

Розробка протикорабельної ракети "Нептун" представлена на рисунку 3.1[1] з встановленою головкою наведення була завершена у 2019 році.



Рисунок 3.1 – Вигляд української протикорабельної ракети Нептун

У цій ракеті є доволі цікава річ, оскільки точна копія була помічена ще в 2014 році в Північній Кореї, і була відома як Кумсонг 3, яка спочатку вважалась аналогом Х-35, але після ретельного огляду виявилось, що вона надзвичайно схожа не на російську ракету, а більше на українську Нептун. Перший тестовий досвід якої був здійснений в 2015 році, і як стверджували джерела продемонструвала дальність дії в 200 км, що була гіршою за український аналог. Незрозуміло, як ракета, яка розроблялася в Україні, була випробувана в Північній Кореї ще до її випробування в Україні. У цій історії все ще є деяка

					<i>IA62.250БАК.001.ПЗ</i>	Аркуш
						16
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		

відсутність ланки, як розроблялася ця північнокорейська ракета. Одним з пояснень може бути те, що Україна сприяла розробці протикорабельної ракети Північної Кореї Kumsong 3. Україна насправді входить в топ-10 військових виробників світу та має значно більш розвинену збройову промисловість, ніж Північна Корея. Також Україна раніше постачала двигуни для балістичних ракет Північної Кореї через Росію. Цей факт підтвердили українське космічне агентство та південнокорейська розвідка.

Основним елементом оснащення ракети “Нептун” є новітня комбінована активна радіолокаційно двохдіпазонна головка самонаведення представлена на рисунку 3.2[2], яка на першому етапі, після випуску ракети за допомогою інерціальної системи коригує маршрут до цілі, який повинен бути максимально низьким для того щоб ракета була непомітною для радарів, відповідно даних отриманих від супутника навігації, а тобто являє собою автопілот, що приводить ракету в область цілі. Після чого за певну відстань ракета до цілі робить «гірку», піднімаючись до декількох сотень метрів і вмикає активну головку самонаведення. Саме вона здійснює виявлення та розпізнавання цілі, що дає можливість «мізкам» ракети їх класифікувати, обрати необхідну мішень та вирахувати оптимальну траєкторію для її знищення. Після цього ракета знову знижується, продовжуючи політ на надмалій висоті, у лічених метрах від води.[2]

Нептун має інерційну систему навігації з активним радіолокаційним наведенням на кінцевій сходинці свого польоту. В даний час Україна стикається з проблемами розробки радіолокації цієї ракети. Ракета проходить 10-15 метрів над поверхнею, у кінцевій стадії польоту вона опуститься на 3-10 метрів над поверхнею, щоб подолати ворожі оборонні системи, умовна схема даного процесу представлена на рисунку 3.3.[3]

					ІА62.250БАК.001.ПЗ	Аркуш
						17
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		

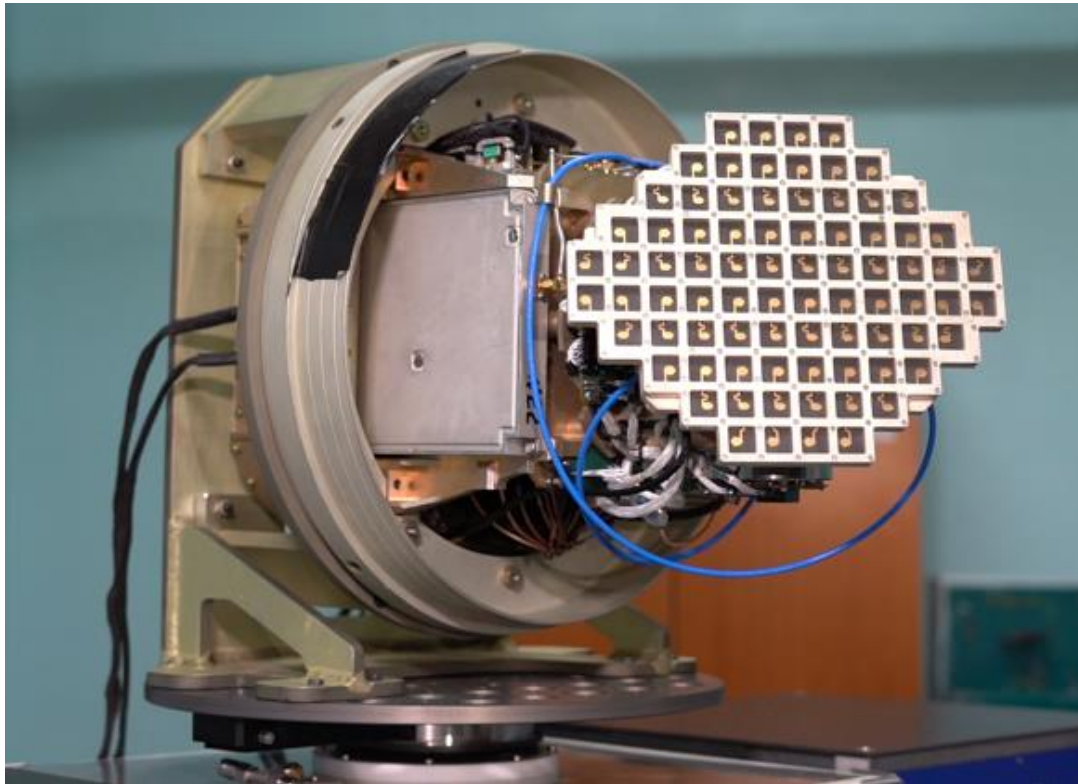


Рисунок 3.2 – Головка самонаведення протикорабельної ракети

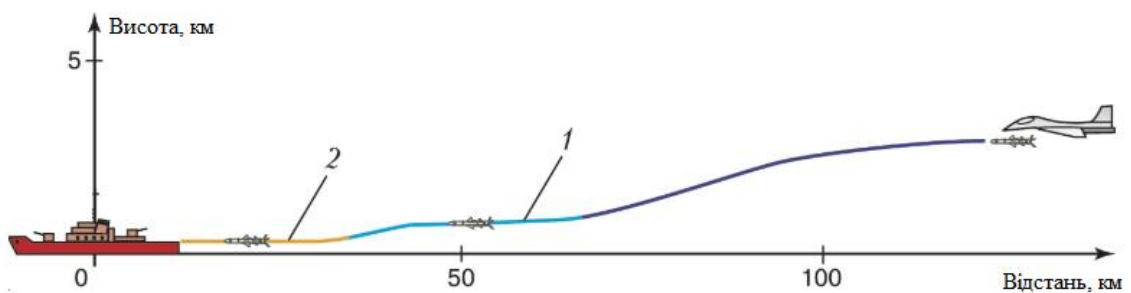


Рисунок 3.3 – Повітряний запуск протикорабельної ракети

Пояснення до рисунку 3.3:

- 1) низько-умовна траєкторія доставки ракети в область цілі після її запуску;
- 2) зниження траєкторії ракети до висоти менше 10 м, що дозволить бути боєзаряду стати непомітним для радарів.

Ця ракета рухається з дозвуковою швидкістю. Підраховано, що завдяки його дозвуковій швидкості протикорабельна ракета може бути перехоплена досить легко, особливо вдосконаленою оборонною системою.

Отож, представлена головка протикорабельної ракети має надвисокі кути огляду, за рахунок чого здатна відстежити ціль на відстані 50 км, після чого побудувати маршрут для непомітного ураження цілі, а також стійка до радіолокаційних завад противника за рахунок алгоритмів та даних супутників.

3.2 Структура крилатої ракети

Після численних модернізованих війн, з кінця 40-х років 20 століття у ракетних конструкціях та технологій створення матеріалів відбувався значний прогрес. Деякі досягнення були результатом вдосконалення дизайнерських концепцій та властивостей матеріалів; інші - від розробки нових матеріалів та технік їх виготовлення. Швидкими кроками відбувався науково-технічний прогрес: розвиток обчислювальної техніки та методів структурного аналізу, моделювання та прогнозування ситуацій також відіграли важливу роль у покращенні озброєнь. У даному розділі ми розглянули вимоги структурної конструкції для ракет нового покоління та технологічний прогрес, який дозволив виконати ці вимоги.

Крилата ракета (КР) - безпілотний літальний апарат, оснащений крилами, двигуном (реактивним або ракетним), системою наведення на ціль; призначений для високоточного ураження наземних і морських цілей. КР можуть розміщуватися як на стаціонарних, так і на рухомих ПУ (наземного, повітряного та морського базування). Основні характерні особливості КР: високі аеродинамічні показники; маневреність; можливість задавати довільну траєкторію і рух на малій висоті уздовж вигинів рельєфу, що ускладнює їх виявлення системами протиповітряної оборони (ППО) противника; високоточне ураження цілей; можливість при необхідності коректувати програмну траєкторію польоту за допомогою бортового комп'ютера і системи автоматичного керування. Залежно від взаємного розташування несучих і керуючих поверхонь КР може мати літакову або ракетну аеродинамічну схему.

					<i>IA62.250БАК.001.ПЗ</i>	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		19

Тому в широкому значенні до КР відносяться майже всі типи керованих ракет (авіація., зенітні, протикорабельні і протитанкові).

У загальному значенні під КР розуміють примітивні ракети, виконані по прикладу літакової схеми (рис. 3.4).[3]

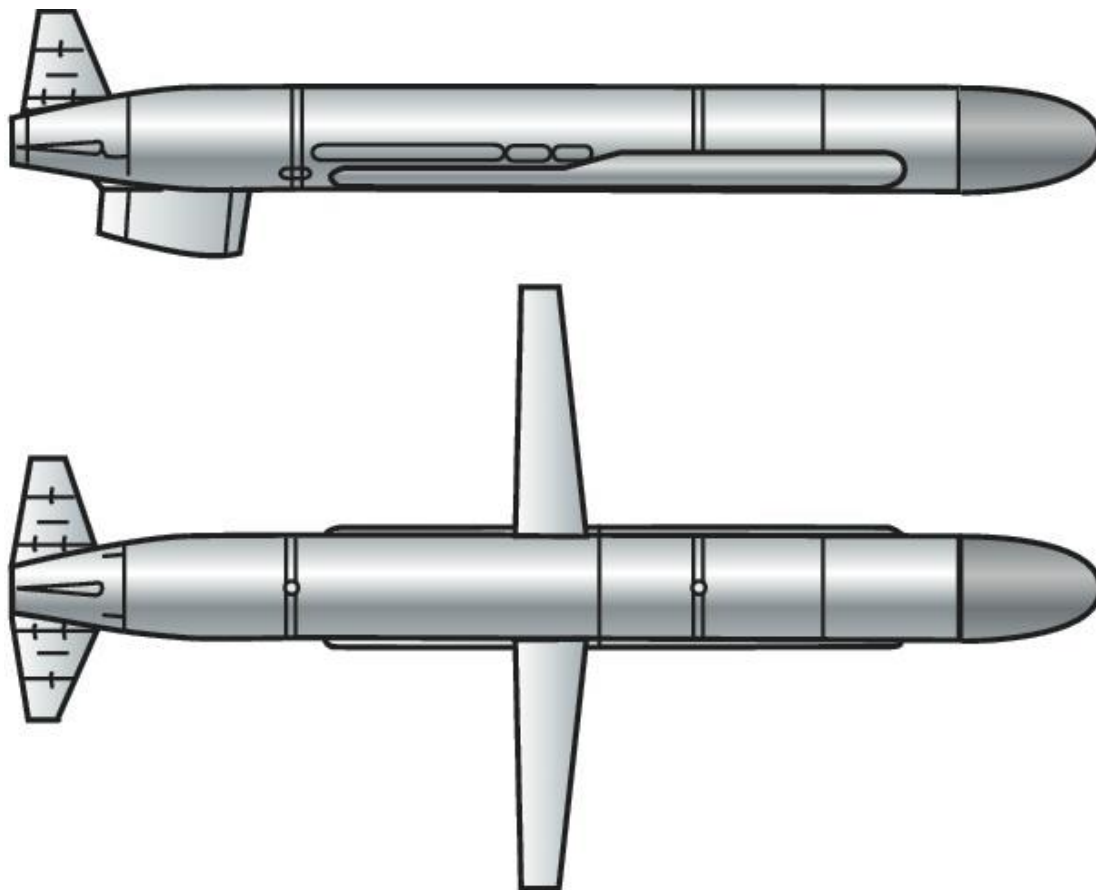


Рисунок 3.4 – Крилата ракета за схемою літака

КР складається з корпусу (фюзеляжу) з несучими і керуючими поверхнями (крило, керма, стабілізатори та інші елементи відповідаючі спроектованій моделі), двигуна, установки, бортової апаратури управління і бортової частини(БЧ). КР має зварний металевий або виконаний з композиції матеріалів корпус, бортова частина призначенням якої є область для баку пального ракети. До пуску ракети крила знаходяться в складеному стані і розкриваються після спрацювання катапультно-пускового пристрою.

Рухова установка КР наземного і морського базування складається зі стартового прискорювача і маршового двигуна. В якості останнього може

					IA62.250БАК.001.ПЗ	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		20

використовуватися як ракетний (рідинний або твердопаливний), так і повітряно-реактивний двигун. Стартовий прискорювач являє собою, як правило, реактивний твердопаливний двигун. Двигун має автоматичну електронно-гідравлічну систему управління, що забезпечує зміну його режимів і регулювання тяги в процесі польоту ракети.

Розглядаючи апаратуру сучасних КР необхідно виділити базовий склад, який включає в себе систему інерційної навігації, висотоміри, системи маршрутної корекції (за допомогою глобальної супутникової системи навігації), головку самонаведення, систему автоматичної самоліквідації в разі відміни ліквідації цілі чи несанкціонованого запуску, систему обміну інформацією між ракетами залпу, бортовий комп'ютер. Крім функції автопілота, задля протидії перехоплення КР в бортових комп'ютерах системи автоматичного керування також закладені алгоритми маневрування, що дають можливість високоточного потрапляння ракети у ціль. Схема КР представлена на рис. 3.5.[3]

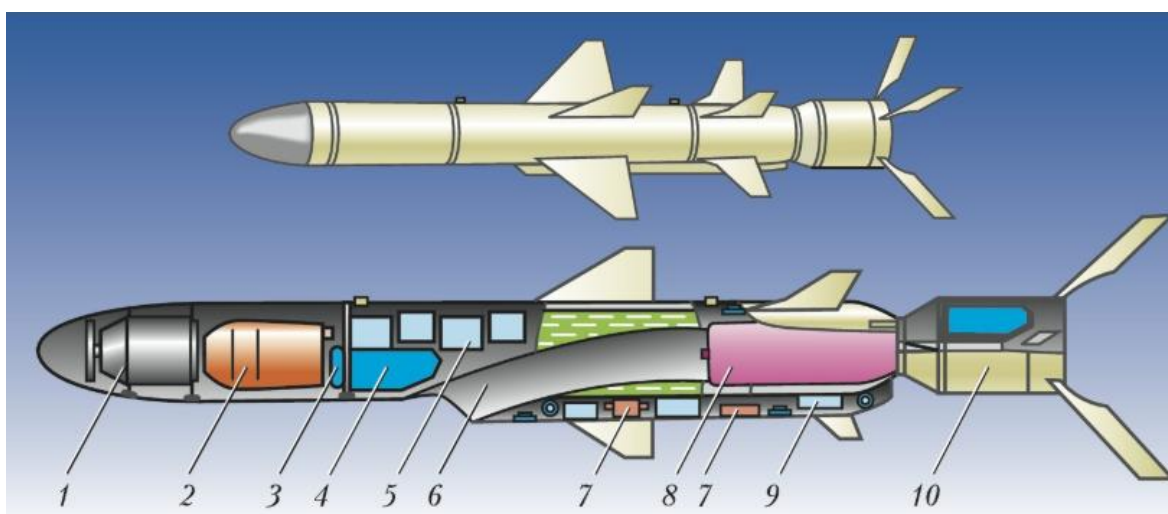


Рисунок 3.5 – Схема крилатої ракети

Елементи крилатої ракети, які представлені на рисунку 3.5:

- 1) головка самонаведення;
- 2) бойова частина;
- 3) система автоматичної самоліквідації;
- 4) інерціальна система управління;
- 5) радіовисотомір;

- 6) збірник повітря;
- 7) система регулювання тяги двигуна;
- 8) турбореактивний двигун;
- 9) рульовий привід;
- 10) твердопаливний прискорювач.

3.3 Система наведення ракети

В основному, наведення ракет використовується для обліку рульової системи, яка може відстежити рухому ціль, а потім керувати ракетою для її отримання. Це завдання виконується шляхом дотримання добре розроблених команд управління ракетами. З національної точки зору безпеки, ця технологія набуває все більш важливої ролі у війні та обороні з кінця холодної війни. В результаті системи високоточної зброї модернізуються як і в технічному так і програмному плані з року в рік, саме тому на озброєнні використовуються безпілотні крилаті ракети, що відносяться до четвертого та п'ятого поколінь.

На сьогоднішній день існує багато форм системи наведення ракетних навігацій, здатних перехоплювати цілі, які можуть маневрувати непередбачувано за стратегіями ухилення.

Для конструкції управління наведенням ракети, як правило, передбачається, що ракета знаходиться в розумному близькому зіткненні з цільовим об'єктом, в розділі 3.1 детально описано про дану процедуру ; де, по суті, для отримання рівняння руху системної ракетно-цільової задачі, що переслідує динамічну поведінку, приймається координатна рамка прямої зітхання. У попередньому випадку багато ракетно-керованих систем використовують своєрідне видання закону про пропорційну навігаційну навігацію.[4] Зазвичай ці ракети-орієнтири широко використовуються протягом десятиліть через їх відносну простоту в реалізації; і використовується, наприклад, у військових місіях "повітря-повітря", "повітря-вода" та "повітря-

					IA62.250БАК.001.ПЗ	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		22

поверхня", а також у аерокосмічних системах рандеву. Однак їх продуктивність може бути покращена за допомогою нових стратегій управління ракетами.

Теорія ітеративного керування навчанням(ІКН) - це в основному стратегія управління для покращення перехідного процесу або аналогічно продуктивності контролера динамічних систем, які працюють повторно. Це реалізується шляхом перенастроювання входів управління системою під час операцій системного циклу. Через те, що ІКН-системи виконують одне і те ж завдання кілька разів, також його називають багатопрохідними процесами, закон управління в яких можна дізнатися з попередньої дії системи або ітерації, щоб поліпшити її ефективність протягом наступного циклу завдань. Отже, головний виклик теорії ІКН полягає в тому, щоб навчитися з кожної ітерації завдання перейти до подальшого вдосконалення наступної. Більше того, схема контролю ІКН широко застосовується в багатьох галузях промисловості, таких як виробництво, робототехніка, хімічний процес. Це пояснюється тим, що головна користь лекції МЛК полягає в її низькій перехідній похибці відслідковування, незважаючи на велику невизначеність та порушення.

Серед різних методів управління, заснованих на теоретичному обліку ІКН, можна віднести: моделювання, теорія двовимірних систем, нерівності лінійних матриць, адаптаційні методи та надійний підхід. Тим часом деякі інші методи в основному базуються на рамках Ляпунова.

Крім того, багато підходів ІКН вимагають однакового скидання початкових умов на початку кожної ітерації: добре відома умова скидання; але в реальних програмах ідеальна умова скидання може бути нездійсненою. Тому, і в різних тестах на скидання початкових умов, динамічна обмеженість в ході еволюції часу та асимптотична стабільність на кожній ітерації системи ІКН були добре доведені у роботі. Власне, це важлива міцна властивість системи ІКН розробляти нові інженерні розробки, включаючи контроль механізмів у різних нестабільних середовищах.

3-D геометрія переслідування цілі зображена на рисунку 3.6.[4] В даному випадку вона описується за допомогою сферичних координат і являє собою

					IA62.250БАК.001.ПЗ	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		23

відстежуючу ракету в її кінцевій фазі при переслідуванні до цілі яка намагається маневруючи ухилитись. Математичну динамічну модель цієї системи опишемо літерами.

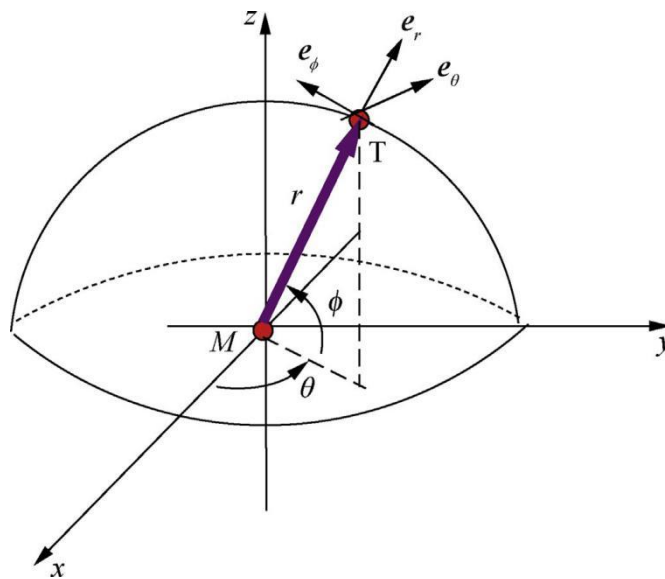


Рисунок 3.6 – Тривимірна модель наведення

Перелік символів використаних у формулах описані на рисунку 3.7

r	Відносна відстань між ракетою та ціллю.	$Vr = \dot{r}$	Відносна швидкість
ϕ	Кут прямолінійного огляду нахилу	$V_\phi = r\dot{\phi}$	Відносна швидкість нормальна до ϕ
θ	Кут прямолінійного огляду відхилення	$V_\theta = r\dot{\theta}\cos\phi$	Відносна швидкість нормальна до θ
\vec{e}_r	Одиничний вектор	\ddot{r}	Відносне прискорення вздовж r
\vec{e}_ϕ	Одиничний вектор уздовж нахилу	$\ddot{\phi}$	Кутове прискорення ϕ
\vec{e}_θ	Одиничний вектор уздовж відхилення	$\ddot{\theta}$	Кутове прискорення θ
$\vec{a}_T = w_r \vec{e}_r + w_\theta \vec{e}_\theta + w_\phi \vec{e}_\phi$	Вектор прискорення мішені.	\dot{r}	Відносна швидкість між ракетою та ціллю.
$\vec{a}_M = u_\theta \vec{e}_\theta + u_\phi \vec{e}_\phi$	Вектор прискорення ракети.	$\dot{\theta}$	Кутова швидкість по θ
$\dot{\phi}$	Кутова швидкість по ϕ		

Рисунок 3.7 – Перелік символів використаних у даному розділі

$$\begin{aligned}
\ddot{r} - r\dot{\phi}^2 - r\dot{\theta}^2 \cos^2 \phi &= \omega_r, \\
r\ddot{\theta} \cos \phi + 2\dot{r}\dot{\theta} \cos \phi - 2r\dot{\phi}\dot{\theta} \sin \phi &= \omega_\theta - u_\theta, \\
r\ddot{\phi} + 2\dot{r}\dot{\phi} + r\dot{\theta}^2 \cos \phi \sin \phi &= \omega_\phi - u_\phi,
\end{aligned}
\tag{3.1}$$

Використовуючи формулу роботи (3.1) отримали:

$$V_r = \dot{r}, \tag{3.2}$$

$$V_\theta = r\dot{\theta} \cos \phi, \tag{3.3}$$

$$V_\phi = r\dot{\phi}, \tag{3.4}$$

Використовуючи динамічні формули представлені в (3.1) побудували систему:

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} r \\ \theta \\ \phi \\ V_r \\ V_\theta \\ V_\phi \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} V_r \\ \frac{V_\phi}{r \cos \phi} \\ \frac{V_\phi}{r} \\ \frac{V_\theta^2 + V_\phi^2}{r} + \omega_r \\ -\frac{V_r V_\theta}{r} + \frac{V_\phi V_\theta \tan \phi}{r} - u_\theta + \omega_\theta \\ -\frac{V_r V_\phi}{r} - \frac{V_\theta^2 \tan \phi}{r} - u_\phi + \omega_\phi \end{pmatrix} \tag{3.5}$$

Завдання та філософія ітеративного навчання полягає у пошуку послідовності введення керування $u_i(t)$ для $t \in [0, T]$ такий, що стан

динамічний x_i відстежує опорний сигнал x_r як $i \rightarrow \infty$, у чомусь прийнятному. Використовуючи теорему-1 [7] : Припустимо, що $e_i(0)$ є випадковим і обмеженим постійною C . З формули з (3.5) що ітеративний метод навчання:

$$\begin{aligned} u_i &= k e_i + f(x_r, r, t) - \hat{\theta}(t) \xi_i, \\ e_i &= x_r - x, \\ k &> 0, \\ \text{proj}(\hat{\theta}_{i-1}(t)) &= \begin{cases} \text{sgn}[\hat{\theta}_{i-1}] \theta^*, & |\hat{\theta}_{i-1}| \geq \theta^* \\ \hat{\theta}_{i-1}, & |\hat{\theta}_{i-1}| \leq \theta^* \end{cases} \end{aligned} \quad (3.6)$$

забезпечує обмеженість $(e_i, \hat{\theta}_i)$ для будь-якого $i \geq 1$.

За філософією об'єктивного контролю наведення ракетного наведення є зменшення відносної відстані між ракетою і мішенню, і зберігаючи висоту і кутових швидкостей якомога менше. Коли це трапляється, фізично, кажуть, що ракета перебуває в головному стані до цілі. Ця умова є настільки важливою для мінімізації рівня бокової сили ракети для виконання участі у переслідуванні гіперзвукових цілей.

Беручи до уваги раніше націлену філософію управління наведенням ракети, коли V_θ і V_ϕ здійснюють перехід до нуля, це означає, що ракета і ціль знаходяться в лобовому стані, що веде відносну швидкість вздовж кута прямолінійного огляду, V_r , зменшується і відносна відстань між ними теж. Тому, лише для проектування управління, можна викликати наступне динамічне відношення установки на вході:

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} V_\theta \\ V_\phi \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\frac{V_r V_\theta}{r} + \frac{V_\phi V_\theta \tan \phi}{r} - u_\theta + \omega_\theta \\ -\frac{V_r V_\theta}{r} - \frac{V_\theta^2 \tan \phi}{r} - u_\theta + \omega_\phi \end{pmatrix}. \quad (3.7)$$

Розглянемо наступні умови для допоміжного контролю:

$$\begin{pmatrix} u_{\theta i} \\ u_{\phi i} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\frac{V_r V_\theta}{r} + \frac{V_\phi V_\theta \tan \phi}{r} - u_{1i} \\ -\frac{V_\phi V_r}{r} - \frac{V_\theta^2 \tan \phi}{r} - u_{2i} \end{pmatrix}, \quad (3.8)$$

де u_{1i}, u_{2i} - це послідовності відповідних законів ітеративного навчання щодо $T \in [0, T]$, для деяких T , та i - задача ітерації має тенденцію до нескінченності. З формули (3.6) отримали позначення $u_\theta = u_{\theta i}$ і $u_\phi = u_{\phi i}$ відповідно.

Тоді виходить замкнута система з (3.7) та (3.8):

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} V_{\theta i} \\ V_{\phi i} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} u_{1i} + \omega_\theta \\ u_{2i} + \omega_\phi \end{pmatrix}. \quad (3.9)$$

Для продовження конструкції ітеративного навчання, далі припускаємо, що компоненти прискорення цілі матимуть наступні співвідношення:

$$\omega_\theta = \theta(t) V_{\theta i}, \quad (3.10)$$

$$\omega_\phi = \phi(t) V_{\phi i}, \quad (3.11)$$

де $\theta(t), \phi(t) \in C[0, T]$. Вище наведені припущення можна інтерпретувати як необхідні досягнення $V_{\theta i}$ і $V_{\phi i}$ йти по мішені.

Для прикладу описана модель синусоїдального маневру цілі:

$$\begin{aligned}
r(0) &= 6 \text{ км}, \theta(0) = \pi / 3 \text{ рад}, \phi(0) = \pi / 3 \text{ рад}, \\
V_r(0) &= -1000 \text{ Бод}, V_\theta(0) = 300 \text{ Бод}, V_\phi(0) = 500 \text{ м/с} \\
w_r &= K_t \sin(w_d t), \\
w_\theta &= K_t \sin(w_d t) \frac{-\dot{\phi}}{\sqrt{\dot{\phi}^2 + \dot{\theta} \cos^2 \phi}}, \\
w_\phi &= K_t \sin(w_d t) \frac{\dot{\theta} \cos \phi}{\sqrt{\dot{\phi}^2 + \dot{\theta} \cos^2 \phi}}.
\end{aligned} \tag{3.12}$$

де K_t - відповідно посилення навігації цілі.

Згідно формули (3.12) було отриматимано наступні результати при моделюванні сценарію для нашого маневрування (червона лінія), синя для базового примітивного контролера на рисунку 3.8.

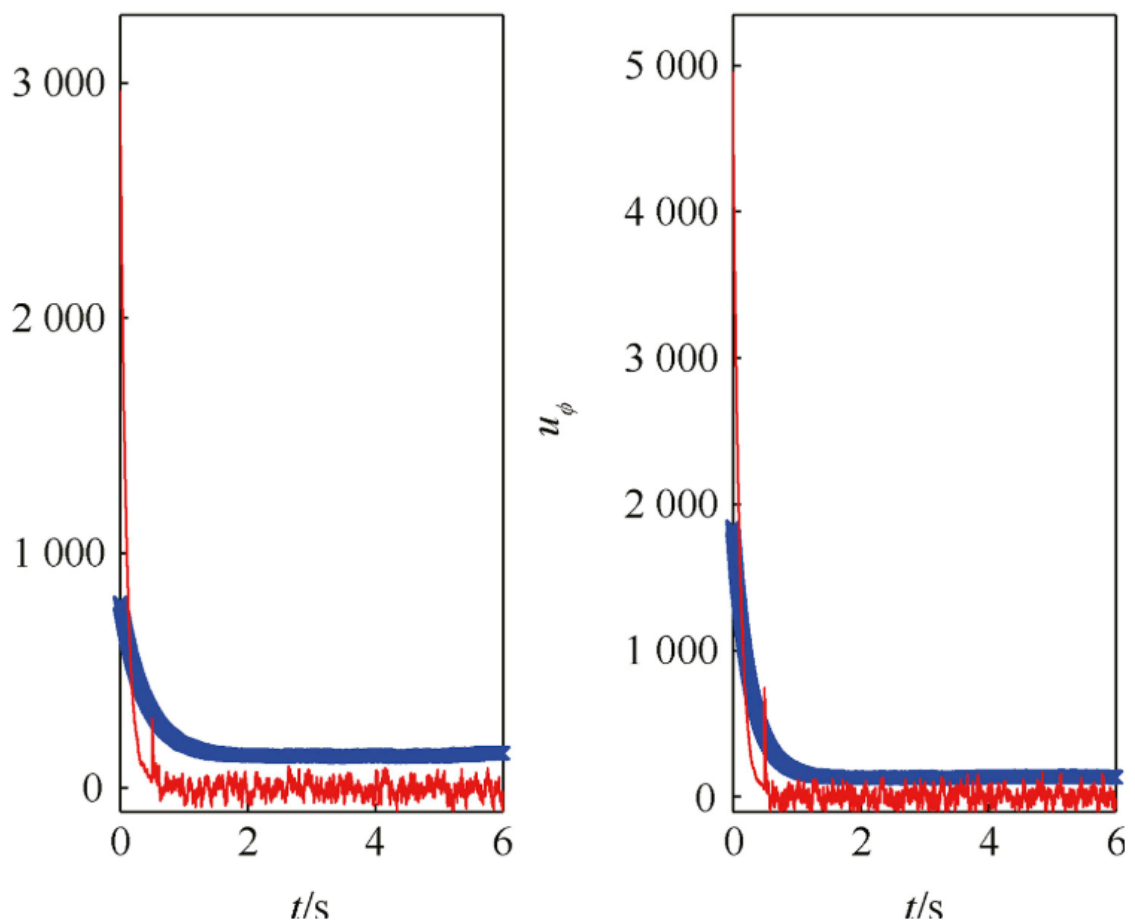


Рисунок 3.8 – Результати моделювання

Отже, у цьому підрозділі представлена конструкція ітеративного навчання управління для кінцевого наведення ракет проти маневруючих цілей. Ця конструкція передбачала правильну інтерпретацію нахилених параметрів до цілі управління наведенням ракети. Більше того, контролери, що виходять в результаті, здаються простими, а потім їх легко реалізувати фізично. З іншого боку, на користь принципу теорії ітеративного навчання порівняно з адаптивним керуванням, наприклад, є те, що явище параметра дрейфу, відсутнє при виклику конструкції ітеративного навчання; обидва методи базуються на параметричних оцінках часу.

З точки зору чисельних експериментів ми використовували просту модель ракети. Але використовуючи наближення Kt як випадковий параметр, що змінюється часом, індукована динамічна поведінка може імітувати більш реалістичну ситуацію. Очевидно, що для того, щоб піти далі, нам потрібні реалістичніші ракетні моделі або орієнтирна платформа, яка зазвичай використовується в інших галузях досліджень.

3.4 Розробка і опис структурної схеми контролера

Структурна електрична схема контролера системи керування головою протикорабельної ракети розроблена і представлена у Додатку А.

При розробці ітеративної системи наведення, розглянутої в попередньому розділі, до подальшого моделювання будемо використовувати роздільну оптимізацію елементів вимірника і регуляторів. Оптимальне керування шукається як залежність команд, що видаються на органи керування ракети від повного набору фазових координат об'єкта керування, а не тільки від параметрів відносного руху ракети і цілі.

Оскільки основною метою проектування являється підвищення автономності системи керування, реалізація фундаментального принципу «вистрілив-забув» зумовила неабияке розповсюдження в використанні активних головок самонаведення ракети. При малій моделі приймача сигналів(антени),

					<i>IA62.250БАК.001.ПЗ</i>	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		29

виникла необхідність в реалізації вузької діаграми спрямованості антени і низького рівня розміщення її бічних пелюсток зумовило широке використання в активних головках самонаведення ракети мм-діапазону хвиль.

Виходячи з попередніх даних розроблена система буде складатися з двох основних частин:

1) поворотний пристрій, що дозволяє виробляти позиціонування по отримуваних даних з супутників навігації та початковому азимутальному куту і розі елевації, що містить в своєму складі необхідні механічні вузли і деталі, а також електричні, електромеханічні і електронні вузли, які здійснюють привід механічних частин, їх контроль і управління режимами роботи від сигналів отримуваних від головного мікроконтролера;

2) мікроконтролер системи керування головкою протикорабельної ракети, що дозволить здійснювати керування за кутами повороту пристрою як автоматично, так і за допомогою спеціального пристрою призначеного для тестування і програмування системи.

Поворотний пристрій розташовується безпосередньо в маніпуляторі, тобто вдалині від місця оператора який здійснює автоматичний контроль. З'єднання між поворотним пристроєм і контролером управління здійснюється за допомогою кабелю, що містить достатню кількість жил для забезпечення управління та живлення всіх необхідних вузлів і систем поворотного пристрою.

При традиційному управлінні поворотним пристроєм, як правило, доводиться використовувати кабелі управління з кількістю жил 6 і більше, оскільки всі необхідні для управління сигнали передаються безпосередньо до блоку управління, а лінії, що виробляють управління приводами поворотного пристрою, навпаки йдуть від блоку управління до поворотного пристрою. В системі управління передача даних від поворотного пристрою його стані і поточних кутах азимута і елевації, а також керуючі команди від контролера управління до поворотного пристрою буде здійснюється за допомогою інтерфейсу RS485, що вимагає для обміну даними одну двухпроводную лінію.

Живлення до поворотного пристрою буде передаватися ще по двох жилах

					<i>IA62.250БАК.001.ПЗ</i>	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		30

кабелю управління. В результаті для управління поворотним пристроєм в даній системі буде використовуватися кабель, що містить чотири жили.

Інтерфейс RS485 призначений для організації послідовного каналу для зв'язку між декількома пристроями по одній двухпровідній лінії зв'язку з хвильовим опором 120 Ом і швидкістю передачі даних в кілька десятків мегабіт в секунду. Всі пристрої, що використовують RS485, підключаються до лінії передачі даних паралельно і проводять обмін даними між собою в напівдуплексному режимі.

Таким чином, для забезпечення контролю і управління за допомогою інтерфейсу RS485 на поворотному пристрої встановлюються два блоки, кожен з яких здійснює контроль кута і управління приводом механізму, що здійснює зміну відповідного кута напрямку маніпулятора. В результаті чого, безпосередньо на поворотному пристрої встановлюються блок управління віссю азимута і блок управління віссю елевачії.

Щілинна антенна решітка являє собою типову ЩАР моноімпульсного типу, яка забезпечує більш низький рівень бічних пелюсток. Описувана ЩАР формує на передачу одну діаграму спрямованості голчастого типу, а на прийом – три: сумарну і дві різницеві – в горизонтальній і вертикальній площинах. Щілинні антени механічно вмонтовуються на гіроплатформі гіростабілізованого приводу антени, що забезпечить стабільне положення системи при очевидних коливаннях корпусу ракети.

В якості приймального пристрою буде використовуватись типовий трьохканальний приймальний пристрій.

Аналогово-цифровий перетворювач представляє собою мультіплексор, що являється пристроєм комутування цифрових сигналів, який здійснює комутування одного з декількох інформаційних входів x_i виходу y .

Програмований мікропроцесор сигналів PIC16F84A який в нашій системі виконує операцію типової обчислювальної машини, яка за допомогою додаткового програмного забезпечення, що призначена на початкову та квадратну обробку

					<i>IA62.250BAK.001.ПЗ</i>	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		31

отриманих радіосигналів, що приймають його входи, а також когерентне їх накопичення, після чого операції множення на опорну функцію, яка включає форму антени і в результаті даних операцій множення наступне виконання швидкого перетворення Фур'є.

Як датчик кута повороту осі в блоці використаний магнітний кутовий енкодер, який є мікросхемою з інтегрованим масивом елементів Холла і схемою цифрової обробки сигналів. Датчик оцінює магнітне поле магніту і видає інформацію про +1024 положеннях магніту в абсолютних величинах по послідовному інтерфейсу.

З огляду на те, що визначення кута магніту щодо мікросхеми відбувається практично без механічного контакту, така конструкція має підвищену надійність і стійкість до сторонніх перешкод. Контролер керування становищем антени по інтерфейсу RS485 посилає команди до блоків управління осями азимута і елевації поворотного пристрою. Кожен блок налаштовується на роботу або в режимі контролю азимута, або в режимі контролю елевації повороту пристрою.

Для кожного режиму передбачені власні набори команд, що дозволяють зчитувати дані про вугілля і управляти приводами відповідних осей. Беручи команду, блок визначає - чи належить команда його набору чи ні, і якщо належить, виконує дії, відповідні команді і посилає відповідь контролера управління становищем антени про вироблених діях, якщо прийнята команда блоку невідома, він її ігнорує.

					IA62.250БАК.001.ПЗ	Аркуш
						32
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		

4 ВИБІР ТА ОБГРУНТУВАННЯ ОКРЕМИХ ВУЗЛІВ ТА ЕЛЕМЕНТІВ

4.1 Вибір стандарту для передачі даних. Порівняльний аналіз RS-232 та RS-485

RS-485 рекомендований стандарт електричних характеристик генераторів і приймачів для використання в балансних багатоточкових системах, розроблений за співпраці компаній Electromic Industries Alliance(EIA) та Telecommunication Industry Assotiation(TIA).

RS-485 (Recommended Standard 485 або EIA / TIA-485-A) - використовується насамперед для передачі даних по двопровідному напівдуплексному багатоточковому послідовному симетричному каналу зв'язку. Стандарт охоплює функціонал фізичних рівнів передачі сигналів, що представляє собою тільки перший рівень моделі взаємозв'язку відкритих систем OSI). Стандарт RS-485 створювався для розширення фізичних можливостей інтерфейсу RS232 з передачі двійкових даних, тому і не включає в себе опису програмної модель обміну і протоколів обміну. Так як стандарт, RS-485 описує тільки фізичний рівень процедури обміну даними, то всі проблеми обміну, синхронізації і квітірованія, покладаються на більш високий протокол обміну[11].

На рисинку 4.1 представлено просте перетворення рівнів сигналу по напрузі. Попри те, що форма сигналів у вище зазначених стандартів однакова, проте спосіб їх створення та потужність сигналів різні, що дає велику перевагу при виборі.

RS-485 дуже зручний для багатоточкового підключення і може зберегти багато сигнальних ліній. Програми RS-485 можуть бути мережевими для формування розподіленої системи, яка дозволяє паралельно підключати до 32 приводів та 32 приймачів. У відповідь на недоліки RS-232-С новий стандарт RS-485 має такі особливості за своїми електричними характеристиками:

1) логічний сигнал "1" представляє різницю напруги між двома лініями + 2V ~ + 6V, а логічний сигнал "0" представляє різницею напруги між двома лініями

					IA62.250БАК.001.ПЗ	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		33

-6V ~ -2V. Рівень сигналу інтерфейсу нижчий, ніж RS-232-C, і пошкодити мікросхему інтерфейсу не просто, також фізичний рівень сумісний з рівнем TTL, що зручно для з'єднання з ланцюгом TTL;

2) найвища швидкість передачі даних: 10 Мбіт / с;

3) інтерфейс RS-485 приймає комбінацію збалансованого драйвера та диференціального приймача, який має потужну здатність перешкоджати звичайним режимам, тобто хороші антишумові характеристики;

4) максимальна відстань передачі інтерфейсу RS-485 становить 4000 футів, що фактично до 3000 метрів;

5) інтерфейс RS-232-C дозволяє підключати до шини лише один приймач, тобто можливість одностанції; в той час як інтерфейс RS-485 дозволяє на шині підключити лише до 128 приймачів, тобто багатоканальних можливостей, так що користувач Мережу пристроїв можна легко встановити за допомогою одного інтерфейсу RS-485.

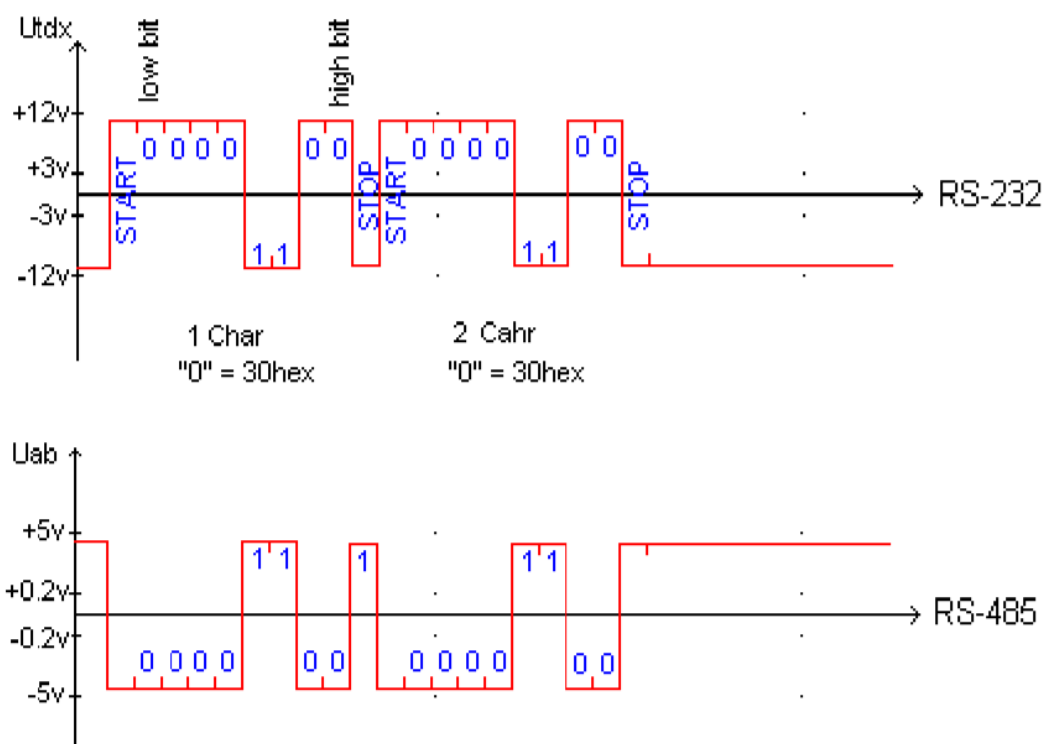


Рисунок 4.1 – Форма сигналів RS-232 і RS-485 при передачі двох символів «0» і «0».

Оскільки чотирипровідний інтерфейс RS-422 використовує окремі канали передачі та прийому, контролювати напрямок даних не потрібно. Будь-який необхідний обмін сигналом між пристроями може здійснюватися в програмному режимі (рукопостискання XON / XOFF) або апаратному режимі (пара окремих пар). Дріт з ниткою). RS-422 має максимальну відстань передачі 4000 футів (близько 1219 метрів) і максимальну швидкість передачі - 10 Мб / с. Довжина врівноваженої крученої пари обернено пропорційна швидкості передачі, і можливо досягти максимальної відстані передачі нижче швидкості 100 кб / с. Передача з найбільшою швидкістю можлива лише на дуже коротких відстанях. Максимальна швидкість передачі, яку можна отримати на типовій 100-метровій крученій парі, становить лише 1 Мб / с.

RS-422 вимагає кінцевого резистора, який вимагає опору, рівного приблизно характерному опору кабелю передачі. У передачі на короткі відстані немає необхідності відключати резистор, тобто, як правило, не потрібно замикати резистор нижче 300 метрів. Кінцевий резистор підключений до самого віддаленого кінця кабелю передачі.

RS232 є повнодуплексним, RS485 - напівдуплексним, а RS422 - повнодуплексним.

RS485 і RS232 - це лише фізичний протокол зв'язку (тобто стандарт інтерфейсу), RS485 - це режим диференціальної передачі, RS232 - це режим безперервної передачі, але програма зв'язку не має великої різниці.

ПК вже оснащений RS232, який можна використовувати безпосередньо. Якщо використовується зв'язок RS485, необхідно лише підключити RS232 до головки перетворення RS485 на порту RS232, і не потрібно змінювати програму.

Чи є різниця у зовнішньому вигляді інтерфейсу RS232 / RS422 / RS485?

Як правило, це DB9, є інші, або вам потрібно подивитися на внутрішню лінію, щоб знати, хто з них rs232rs422rs485.

RS232 - це стандартний інтерфейс, який представляє собою D-подібний 9-контактний. Визначення сигналу інтерфейсу підключеного пристрою однакове. Сигнал визначається наступним чином

					IA62.250БАК.001.ПЗ	Аркуш
						35
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		

RS-232 дозволяє лише один на один (можливість однієї станції)

Оскільки ПК за замовчуванням має лише інтерфейс RS-232, існує два способи отримати схему RS-485 хост-комп'ютера ПК. Перетворити сигнал RS232 з послідовного порту ПК в сигнал RS485 через ланцюг перетворення RS232 / RS485. Для промислового середовища зі складними ситуаціями в цьому разі найкраще підійдуть протинапружні з ізоляційним продуктом. В іншому разі підключення через багатопортову послідовну карту PCI вихідний сигнал може бути безпосередньо обраний як карта розширення типу RS485.

Комп'ютер підключає кілька пристроїв 485 (контролери доступу) по черзі через перетворювач RS232-RS485 і по черзі опитує пристрої на шині.

Відстань зв'язку: відстань між самим віддаленим пристроєм (контролером) та комп'ютером теоретично становить 1200 метрів. Якщо відстань занадто велика, ми можемо додатково встановити 485 ретрансляторів (краще використовувати перетворювачі професійного виробника, де ретранслятор розміщений посередині шини або на початку), де в такому разі ретранслятор теоретично може бути подовжений до 3000 метрів.

Кількість навантажень: скільки пристроїв (контролерів) може перевозити шина 485. Це залежить від вибору мікросхеми зв'язку контролера та мікросхеми зв'язку перетворювача 485

За допомогою інтерфейсу RS-485 було вирішено ряд проблем при створенні фізичного сигналу, які свого часу не були враховані при проектуванні стандарту RS-232.

Переваги фізичного сигналу RS-485 перед сигналом RS232:

1) використовується однополярне джерело живлення +5, яке використовується для живлення більшості електронних приладів і мікросхем. Це спрощує конструкцію і полегшує узгодження пристроїв;

2) потужність сигналу передавача RS-485 в 10 разів перевершує потужність сигналу передавача RS-232. Це дозволяє підключати до одного передавача RS-485 до 32 приймачів і таким чином вести трансляцію передачі даних;

					IA62.250БАК.001.ПЗ	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		36

3) використання симетричних сигналів, у яких є гальванічна розв'язка з нульовим потенціалом мережі живлення.

В результаті виключено попадання перешкоди по нульовому проводу живлення (як в RS-232). З огляду на можливість роботи передавача на низькоомного навантаження, стає можливим використовувати ефект придушення синфазних перешкод за допомогою властивостей «крученої пари». Це істотно збільшує дальність зв'язку. Крім цього, з'являється можливість «гарячого» підключення приладу до лінії зв'язку (хоча це не передбачено стандартом RS-485). Зауважимо, що в RS-232 «гаряче» підключення приладу зазвичай призводить до виходу з ладу COM порту комп'ютера.

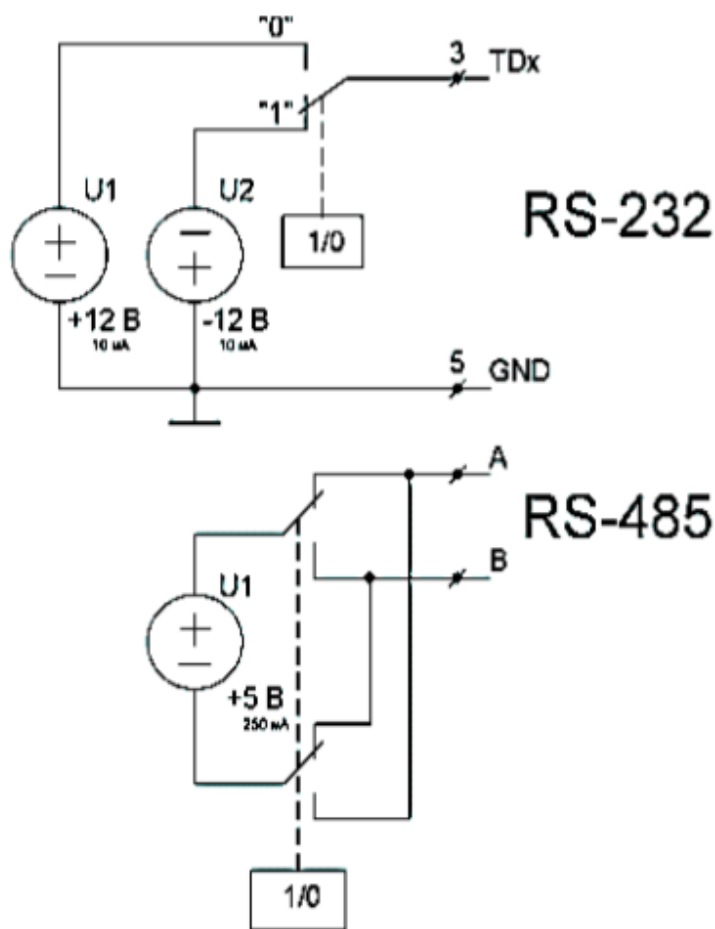


Рисунок 4.2 – Формування сигналів RS-232 і RS-485

Зваживши характеристики та розглянуті дані мною був обраний інтерфейс RS-485, як найбільш відповідний за параметрами.

4.2 Реверсивний двигун постійного струму

Керування двигунами постійного струму зазвичай здійснюється за рахунок реле або транзисторів.

У розглянутій конструкції використовується пристрій з електродвигунами, розрахованими на напругу живлення 24В постійного струму.

У ланцюг скидання MCLR включена мікросхема-супервізор скидання мікроконтролера DD4, забезпечує скидання мікросхеми DD1 при зниженні живлення останньої до 4,65 В. Перемичка JP1, на контактах групи X7, необхідна для можливості внутрисхемного програмування мікроконтролера. При програмуванні її потрібно видалити з контактів, після програмування встановити на місце. Група контактів X3 призначена для вибору режиму роботи блоку управління віссю поворотного пристрою. При установці перемички між контактами 1 і 3, блок працює в режимі контролю і управління віссю азимута поворотного пристрою, а при встановленні перемички між контактами 2 і 3 блок переходить в режим обслуговування осі елевації поворотного пристрою. До контактів групи X6 підключаються обмотки реле, за допомогою яких здійснюється управління приводними електродвигунами поворотного пристрою. Управління обмотками здійснюється за допомогою транзисторів VT1 і VT2, керованих в свою чергу від висновків мікроконтролера DD1. При необхідності обертання електродвигуна в ту чи іншу сторону проводиться включення одного з реле, що відповідає за обертання двигуна в певну сторону. При необхідності відключення двигуна обидва реле відключаються. Схема реверсивного підключення електродвигуна постійного струму до ланцюга живлення за допомогою двох реле наведена на рисунку 4.3.

					IA62.250БАК.001.ПЗ	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		38

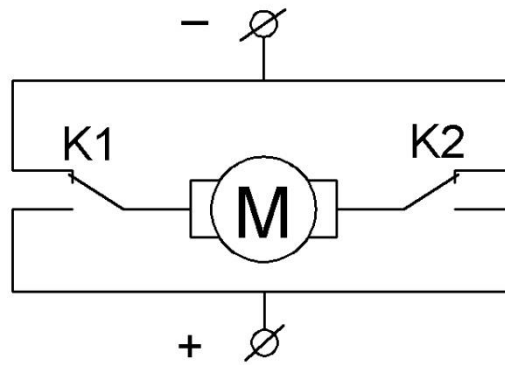


Рисунок 4.3 – Принципова схема реверсивного керування двигуном постійного струму

У блоці управління віссю передбачена можливість вибору напруги живлення обмоток реле. Завдяки цій можливості для управління електродвигунами поворотного пристрою можливе застосування реле, що мають напругу перемикання контактів, однакову 5В постійного струму, або що мають напругу перемикання, що дорівнює напрузі джерела напруги блок управління віссю.

У розглянутому пристрої застосовується джерело з вихідною напругою 24В, тому для управління електродвигунами використовуються реле з напругою перемикання контактів рівне 24В. Для вибору напруги управління обмотками реле призначена група контактів Х4.

При установці перемички між контактами 1 і 2 напруга управління обмотками реле складе 24В, а при встановленні перемички між контактами 1 і 3 напруга складе 5В постійного струму. Оскільки в даній системі застосовується джерело живлення з вихідною напругою 24В і для управління електродвигунами використовуються реле з напругою перемикання контактів 24В, перемичка встановлена між контактами 1 і 2. Для програмування мікроконтролера DD1 призначається група контактів Х5, до якої підключається програматор.

4.3 Вибір мікроконтролера

У проекті був обраний мікроконтролер марки PIC16F84A.

					IA62.250БАК.001.ПЗ	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		39

PIC16F84A - це 8-розрядні мікроконтролери з RISC архітектури, виробничої технології Microchip Technology. Це сімейство мікроконтролерів відрізняється низькою ціною, низьким енергоспоживанням і високою швидкістю. Мікроконтролери мають вбудовані програми керування, ОЗУ даних і випускаються в 18 і 28 корпусах виходу. Виходи мікроконтролера представлені на рисунку 4.4.[18]

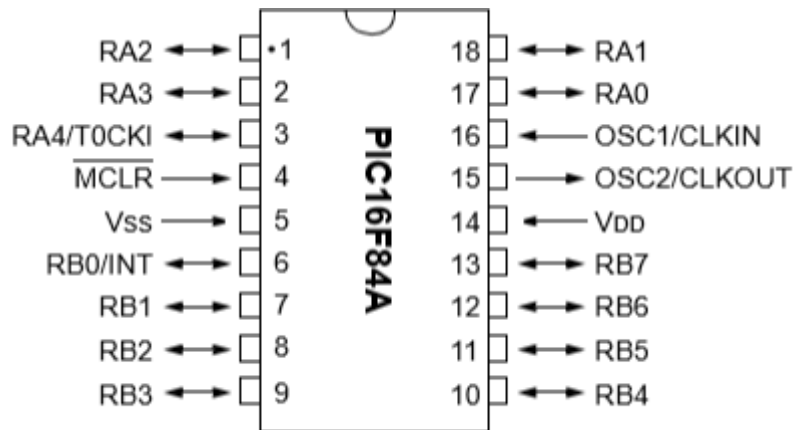


Рисунок 4.4 – Розташування виходів PIC16F84A

PIC OTP - це одноосібно програмовані користувальницькі контролери, призначені для повноти відстежуваних і законних виробів, в яких не буде відбуватись подальших змін коду. Ці контролери випускаються в дешевих пластикових корпусах з попередньо заданим типом зовнішнього генератора - кварцевим або RC.

Для налагодження програм і макетування випускається варіант контролерів з ультрафіолетовим видаленням. Ці контролери допускають велике число циклів запису видалення і мають дуже малий час видалення - зазвичай 1-2 хвилини. Однак ціна таких контролерів істотно вища, ніж одноразово програмованих, тому їх зазвичай не вигідно встановлювати в серійний випуск виробництва.

PIC16F84A належить до сімейства середнього класу мікроконтролерів PICmicro. Структурна схема пристрою показана на рисунку 4.5[18].

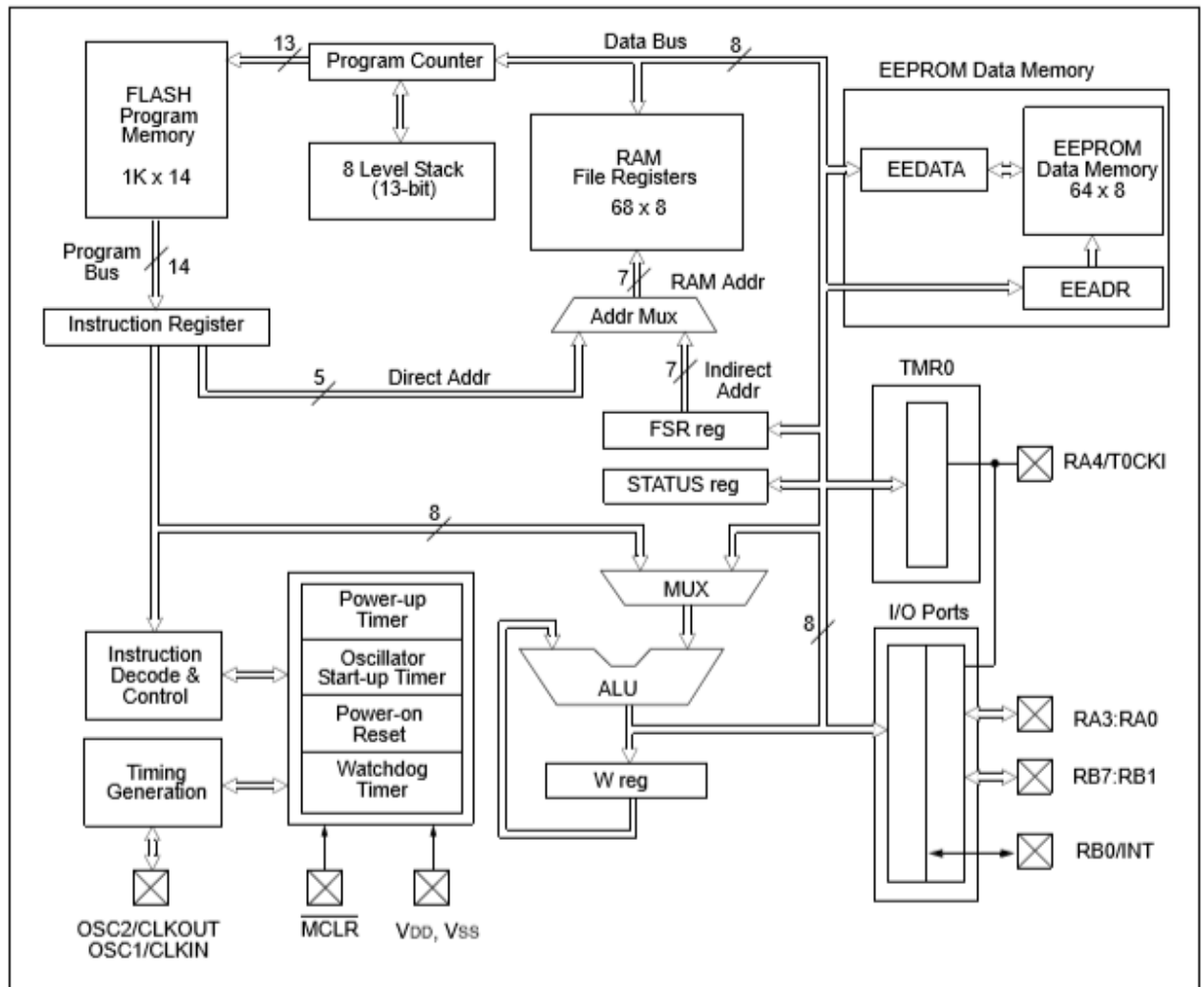


Рисунок 4.5 - Структурна схема PIC16F84A

Пам'ять програми містить 1000 слів, що означає 1024 інструкцій, оскільки кожне слово 14-бітної пам'яті програми має ту саму ширину, що й кожна інструкція пристрою. Пам'ять даних (ОЗП) містить 68 байт. Дані EEPROM - 64 байти.

Також є 13 штифтів вводу / виводу, які налаштовані користувачем на основі принципу «шпилька-контакт». Деякі штифти мультиплексовані з іншими функціями пристрою. До таких функцій належать:

- 1) зовнішній перерив;
- 2) переключення на переривання PORTB;
- 3) вхід тактового часу 0.

У PIC16F84A є два блоки пам'яті. Це пам'ять програми та пам'ять даних. Кожен блок має власну шину, так що доступ до кожного блоку може відбуватися під час одного і того ж циклу генераторів.

Далі пам'ять даних може бути розбита на оперативну пам'ять загального призначення та регістри спеціальних функцій (SFRs). Тут описано функціонування SFR, які керують «ядром». SFR, використовувані для управління периферійними модулями, описані в розділі, що обговорює кожен окремий периферійний модуль.

Область пам'яті даних також містить пам'ять даних EEPROM. Ця пам'ять не відображається безпосередньо в пам'яті даних, а є непрямим відображенням. Тобто непрямий показник вказує адресу пам'яті даних EEPROM для читання запису. 64-байт оперативної пам'яті EEPROM має діапазон адрес 0h-3Fh.

4.4 Вибір приймача

У проекті обраний датчик приймача ADM485 - це приймач диференціальних ліній, придатний для високошвидкісного двостороннього зв'язку даних на багатоточкових лініях передачі. Він призначений для збалансованої передачі даних і відповідає стандартам OBHC RS-485 та RS-422, які якраз обрані як інтерфейси для передачі даних. Частина містить драйвер диференціальної лінії та приймач диференціальної лінії. І драйвер, і приймач можуть бути включені незалежно. Якщо вимкнено, то вихідні дані будуть вивірені.

ADM485 працює від одного джерела живлення +5 В. Надмірне розсіювання електроенергії, спричинене суперечкою шини або замиканням виходу, запобігається контуром теплового відключення. Ця особливість змушує вихід драйвера у стан високого опору, якщо під час несправності виявлено значне підвищення температури у внутрішній схемі драйвера.

До 32 прийомопередавачів можуть бути підключені одночасно на шині, але в будь-який час повинен бути включений лише один драйвер. Тому важливо, щоб дані, що залишилися відключені, не завантажували пам'ять. Для цього

					<i>IA62.250БАК.001.ПЗ</i>	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		42

драйвер ADM485 має високий вихідний опір при відключенні, а також при відключенні живлення.

Це мінімізує ефект завантаження, коли приймач не використовується. Вихідний сигнал драйвера високого опору підтримується протягом усього діапазону напруги загального режиму від -7 В до $+12$ В. Приймач містить функцію безпечного виходу з ладу, що призводить до стану логічно високого виходу, якщо входи не підключені (плаваючі). ADM485 виготовлений на BiCMOS, вдосконаленому змішаному технологічному процесі, що поєднує CMOS низької потужності з швидкою комутацією біполярної технології. Усі входи та виходи містять захист від ОУР; всі виходи драйверів мають високу потужність джерела струму та поточного потоку.

Епітаксійний шар використовується для захисту від засувки. ADM485 має надзвичайно високі швидкості комутації. Мінімальні затримки розповсюдження драйвера дозволяють передавати дані зі швидкістю передачі даних до 5 Мбіт / с, тоді як низький перекид мінімізує перешкоди ЕМІ. Частина повністю вказана в комерційному та промисловому діапазоні температур і доступна в 8-провідному пакеті DIL / SOIC.

Функціональна діаграма приймача зображена на рис 4.6.

ADM485 відрізняється дуже низькою затримкою поширення, що забезпечує максимальну швидкість передачі даних. Драйвер добре збалансований, що забезпечує передачу даних без спотворень. Ще одна важлива специфікація - це міра перекосу між додатковими виходами. Надмірний перекося здатний погіршувати захист системи та збільшує кількість електромагнітних перешкод (ЕМІ). Вхід приймача включає функцію безвідмовної безпеки, яка гарантує високу логіку на приймачі, коли входи відкритого контуру або плаваючі.

					<i>IA62.250БАК.001.ПЗ</i>	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		43

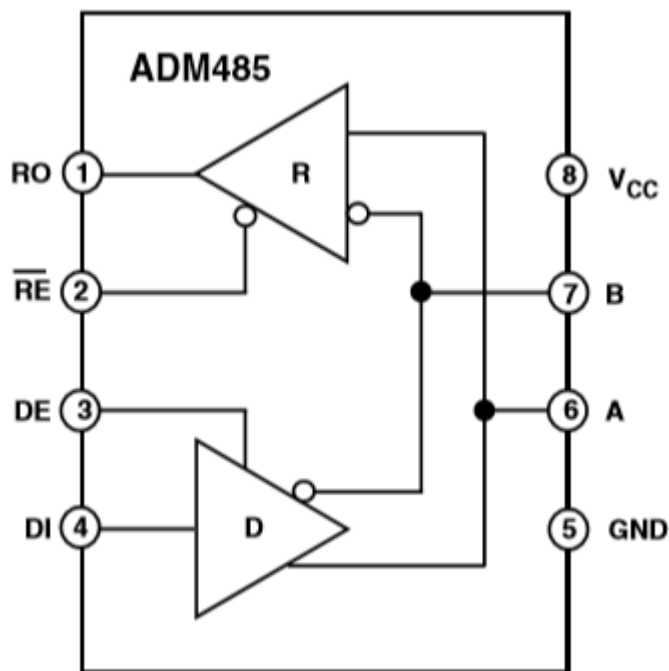


Рисунок 4.6 – Функціональна схема приймача ADM485

4.5 Вибір датчика кута поворота

AS5040(рис. 4.7) представляє собою безконтактний магнітний датчик обертання для точного вимірювання кута над більш повним поворотом на 360° . Це свого роду чіп система, яка комбінує інтегровані елементи Холла, аналоговий передній кінець і цифрову обробку сигналів в вигляді єдиного пристрою.

Для того, щоб виміряти кут нахилення, використовуючи достатньо тільки простого двополюсного магніту, що обертається над системою у центрі в чіпі, як потрібно.

Магніт може бути поміщений вище або нижче інтегральної схеми.

Абсолютний кут вимірювання забезпечує індикацію миттєвої з цього кутового положення магніту в позиції, де $0,35^\circ = 1024$ позицій на оборот. Ця цифрова інформація є доступною в вигляді послідовного бітового потоку, і як відповідно ШІМ - сигналу.

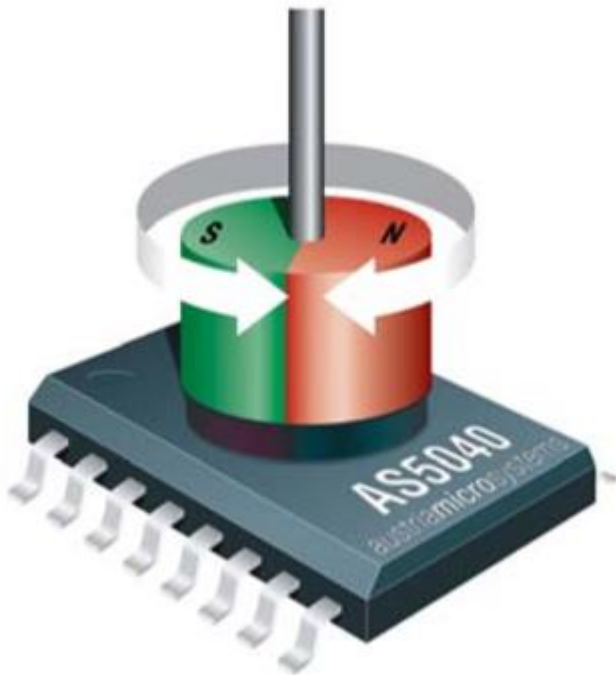


Рисунок 4.7 – Датчик AS5040

Крім того, доступний програмований користувачем додатковий вихід, що робить чіп придатним для заміни різних оптичних кодерів.

Внутрішній регулятор напруги дозволяє AS5040, працювати на будь-якій 3.3 В або 5 В напрузі постачання.

Переваги обраного датчика для даної моделі:

- 1) повна система на мікросхемі;
- 2) гнучке системне рішення забезпечує абсолютний ШІМ та поступовий вихід одночасно;
- 3) ідеально для застосування в суворих умовах в безконтактному стані зондування;
- 4) толерантність до перекосу магніту та варіації повітряних зазорів;
- 5) не потрібно компенсувати температуру;
- 6) не вимагає калібрування.

Основні характеристики даного датчика:

- 1) обертання позиції кодування над на повний оборот в 360 градусів;
- 2) два цифрових 10- бітових абсолютних виходів;

					IA62.250БАК.001.ПЗ	Аркуш
						45
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		

- 3) послідовний інтерфейс;
- 4) вихід імпульсно модульований (ШІМ);
- 5) три режими вихідного виходу;
- 6) квадратура А / В та індексний вихідний сигнал;
- 7) крок / напрямок та індексний вихідний сигнал;
- 8) 3-фазна комутація для безщіткових двигунів постійного струму;
- 9) 10, 9, 8 або 7 біт користувача програмований дозвіл;
- 10) програмована користувачем позиція нуля / індексу;
- 11) визначення збою режим для контролю розміщення магніту і втрат в потужності живлення;
- 12) синхронна швидкість до до 10000 оборотів в хвилину;
- 13) натискаючи функціональні кнопки виявляє рух від магніту в Z-осі;
- 14) послідовний лічений з декількох взаємопов'язаних пристроїв AS5040 з використанням ланцюга Daisy режиму;
- 15) широкий діапазон температур: - від 40 ° С до + 125 ° С;
- 16) повністю автомобільний підходить до АЕС-Q100;
- 17) невеликий пакет без Pb: SSOP 16 (5,3 мм x 6,2 мм).

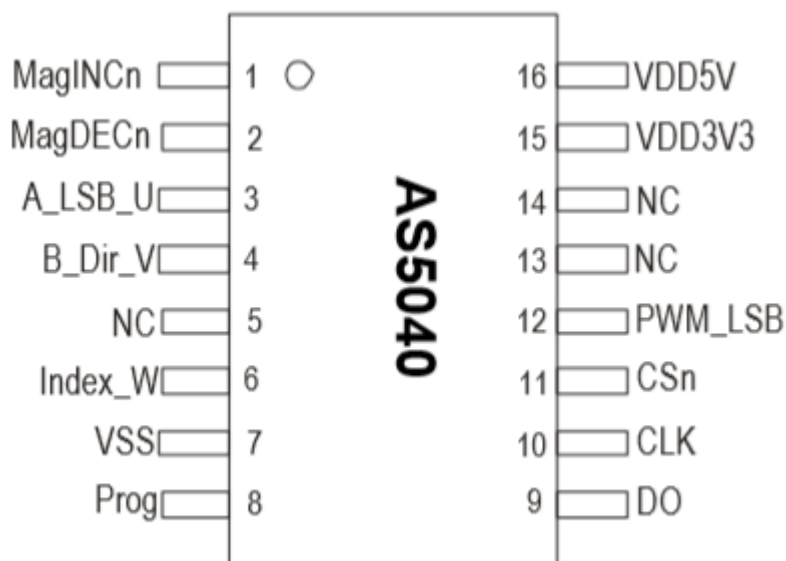


Рисунок 4.8 – Розташування виводів AS5040

Виходи 1 і 2 - це індикатори зміни магнітного поля, MagINCn і MagDECn (напруга магнітного поля збільшується або зменшується за рахунок зміни відстані між магнітом і пристроєм). Ці виходи можна використовувати для виявлення дійсного діапазону магнітного поля. Крім того, ці індикатори можуть також використовуватися для безконтактних функцій натискання кнопок. Виходи 3, 4 і 6 є поглибленими імпульсними вихідними контактами. Функціональність цих штифтів можна налаштувати за допомогою програмування одноразового програмованого реєстру (OTP).

Окрім абсолютного виходу кодера через інтерфейс SSI, цей режим забезпечує комутаційні сигнали для безщіткових двигунів постійного струму з однією полюсною парою або двома полюсами з двома полюсами. Сигнали комутації зазвичай надаються 3-ма дискретними вимикачами Холла, які більше не потрібні, оскільки AS5040 може виконувати два завдання паралельно: абсолютний кодер + BLDC-комутація двигуна.

У цьому режимі штифт 12 забезпечує вихід LSB замість PWM (Pulse-Width-Modulation) сигналу.

8 вихід (Prog) також використовується для програмування різних режимів інтерфейсу, покрокової роздільної здатності та нульового положення в OTP. Цей вихід також використовується як цифровий вхід для переміщення послідовних даних через пристрій у конфігурації ланцюжка Дейзі.

11 Вихід Chip Select (CSn: активний низький) вибирає пристрій всередині мережі кодерів AS5040 та ініціює послідовну передачу даних. Логіка на високому рівні у CSn ставить контактний висновок даних (DO) у тривісний стан і припиняє послідовну передачу даних. Цей штифт також використовується для режиму вирівнювання та режиму програмування.

Контакт 12 дозволяє вивести один провід 10-бітного значення абсолютного положення. Значення кодується в сигнал, модульований шириною імпульсу, з шириною імпульсу 1 мкс на крок (від 1 мкс до 1024 мкс за повний оборот). Використовуючи зовнішній фільтр низьких частот, цифровий ШІМ-сигнал

					IA62.250БАК.001.ПЗ	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		47

перетворюється в аналогову напругу, що забезпечує пряму заміну потенціометрів.

4.6 Вибір елементів схеми блоків управління осями

Цей пристрій призначений для експлуатування в жорстких умовах підвищеної вологості і тиску повітря. Температура при цьому становить $\pm 50^{\circ} \pm 10^{\circ}\text{C}$, тиск 720-780 мм. р. с., і вологості 80% і більше. В основному в конструкції плати блоку управління віссю застосуємо радіoelementи, призначені для поверхневого монтажу. Як датчик кута повороту осі в блоці використаний магнітний кутовий енкодер AS5040. Датчик оцінює магнітне поле магніту і видає інформацію про +1024 положеннях магніту в абсолютних величинах по послідовному інтерфейсу. Таким чином, з огляду на, що окружність містить 360 градусів, мінімальний вимірюваний кут складе приблизно 0,35 градуса. Контролер управління становищем антени по інтерфейсу RS485 посилає команди до блоків управління осями азимута і елевації поворотного пристрою. Кожен блок налаштовується на роботу або в режимі контролю азимута, або в режимі контролю елевації поворотного пристрою. Для кожного режиму передбачені власні набори команд, що дозволяють зчитувати дані про живлення і керувати приводами відповідних осей. Беручи команду, блок визначає - чи належить команда його набору чи ні, і якщо належить, виконує дії, відповідні команді і посилає відповідь контролера керування становищем антени про вироблених діях, якщо прийнята команда блоку невідома, він її ігнорує. Зчитування даних з енкодера виробляє мікроконтролер, дані відправляються по RS485 до контролера керування, який приймає дані для обробки. Для організації передачі даних по інтерфейсу RS485 в блоці управління однієї з осей використаний 5-вольта малопотребляющий приймач ADM485. Його підключення до мікроконтролеру здійснюється трьома лініями: до висновків RO і DI, через струмообмежуючі резистори R3 і R4, підключені висновки мікроконтролера, за якими проводиться передача і прийом даних.

					<i>IA62.250BAK.001.ПЗ</i>	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		48

5 РОЗРОБКА ПРИНЦИПОВОЇ ЕЛЕКТРИЧНОЇ СХЕМИ

Принципова електрична схема контролера системи керування головою протикорабельної ракети проектується на підставі даних з попередніх розділів і використовує в своїй розробці активні та пасивні елементи, а саме резистори і конденсатори. Дана схема представлена в додатку Б.

Мікроконтролер, позначений на принциповій схемі DD1 має назву PIC18F452 і є ключовим елементом контролера управління головою протикорабельної ракети. Саме він здійснює підключення до системи через драйвер COM-порту позначений на схемі як DD4 і канали мультиплексора DD2. За допомогою входів управління мультиплексора А і В, підключених до керуючих входів мікроконтролера DD1, контролер здійснює переключення на роботу з мікросхемою DD4 та підтримує зв'язок з програмним забезпеченням Orbitron і, отримавши поточні показання кута азимута і елевації від програми, перемикає канали мультиплексора для встановлення зв'язку з поворотним пристроєм по RS485 для подальшого координування і продовження маршруту ракети, тож мікроконтролер має поточні значення кутів стану протикорабельної ракети, в процесі польоту здійснює порівняння їх з значеннями кутів, прийнятих за допомогою COM-порту від програми Orbitron, яка відстежує положення ворожого об'єкту і приймає рішення про необхідність обертання головки поворотного пристрою для установки кутів запрограмованих в пакеті по або проти годинникової стрілки, прийнятому від програмного забезпечення, кутів азимута і елевації. Потім формуються і передаються відповідні сигнали, сформовані командами управління для блоків управління осями, і проводиться обертання головки протикорабельної ракети до досягнення необхідного значення кутів. Для плавного ведення ракети за супутником в контролері управління поворотним пристроєм передбачені крокові режими підстроювання кутів азимута і елевації, вони мають можливість налаштування через програми контролера управління. При необхідності підлаштувати кути на невеликі значення контролер виконує зміну кута положення в покроковому режимі,

					<i>IA62.250BAK.001.ПЗ</i>	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		49

виконуючи крок по заданих параметрах. Тривалість цього кроку визначає час роботи електроприводу головки поворотного пристрою для здійснення повороту осі на задану величину кроку. Для кожної конкретної спроектованої конструкції поворотного пристрою величина кроку зазвичай визначається експериментально та за допомогою алгоритмів. Для переходу поворотного пристрою в кроковий режим в контролері управління передбачені настройки зони переходу поворотного пристрою в кроковий режим, при досягненні якої підстроювання кута азимута або елевачії відбувається тільки в шаговому режимі.

У конструкції контролера управління передбачена можливість використання в якості інтерфейсів зв'язку з персональним комп'ютером таких шин як USB і Bluetooth. Для цього відповідні канали мультиплексора DD2 виведені через струмообмежуючі резистори на контактні групи X4 і X5, до яких можливо підключити відповідні перехідники RS232 - USB або RS232 - Bluetooth. Вибір інтерфейсу для зміни зв'язку в разі підключення до комп'ютера тестування здійснюється за допомогою контролера управління. При цьому обмін даними через драйвер COM порта DD4 припиняється, і проводиться обмін через обраний інтерфейсний порт, підключений до контактних груп X4 або X5. В меню контролера група X4 відповідає підключенню через перехідник RS232 - USB, а група X5 відповідає підключенню через перехідник RS232 - Bluetooth. Контактна група X6 призначена для внутрішнього програмування контролера управління поворотним пристроєм. За допомогою реле K1, керованого мікроконтролером DD1, що використовує транзистор VT1, проводиться включення живлення поворотного пристрою. У момент включення живлення контролер ініціалізується і передає живлення до самого пристрою, який здійснюватиме обертання. Потім він перевіряє наявність зв'язку по інтерфейсу RS485 з поворотним пристроєм головки і при наявності позитивного сигналу зв'язку з блоками, починає виконання програми управління. При відсутності зв'язку з одним або обома блоками управління осями, контролер припиняє виконання програми до відновлення зв'язку з обома блоками управління віссю і виводить відповідні повідомлення на дисплей. У процесі управління поворотним

					IA62.250БАК.001.ПЗ	Аркуш
						50
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		

пристроєм контролер управління також перевіряє наявність зв'язку з RS485 з блоками управління осями поворотного пристрою, і при її відсутності хоча б з одним з блоків контролер вимикає живлення поворотного пристрою за допомогою реле K1 на час, достатній для скидання контролерів управління осями. При цьому поворотний пристрій зупиняється і, отримавши сигнал про відсутність живлення від контролера, переходить в режим очікування команди управління. При можливому порушенні лінії передачі даних RS485, або поломки контролера керування або блоків керування осями, подальше керування поворотним пристроєм неможливе, тому ракета продовжить політ по становленій траєкторії, тому що в разі не отримання ніяких сигналів сформованих командами, блоки управління осями заблокують обертання головки протикорабельної ракети.

Для живлення схеми контролера управління нашого пристрою використовується мікросхема DA1, включена в режимі стабілізатора напруги з вихідною напругою 5 В постійного струму.

Група контактів X1 призначена для підключення джерела живлення, напруга якого може знаходитися в межах від 8 до 37 В постійного струму. Слід враховувати, що цей же блок живлення буде використовуватися і для живлення системи повороту пристрою, підключеного до контролера управління через роз'єм на який встановимо на корпусі поворотного пристрою і групу контактів X2, на яку виведені лінії передачі даних з приймача DD3 і лінії живлення поворотного пристрою через контакт реле K1. Тому було вибрано джерело живлення, потужність якого буде відповідати споживанню контролера керування та повороту пристрою.

Діоди VD1 і VD2 призначені для захисту транзисторів VT1 і VT2 від викидів напруги самоіндукції на обмотках реле.

Інформація про положення та стан пристрою виводиться на рідкокристалічний двухстрочний знакосинтезуючий дисплей HG1, підключений до мікроконтролеру по семіпровідній схемі управління. На даний рідкокристалічний дисплей блоку керування при тестуванні виводиться

					<i>IA62.250BAK.001.ПЗ</i>	Аркуш
						51
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		

інформація про поточні кути і стан даного пристрою. В ручному режимі, ми маємо змогу переглянути у верхньому рядку дисплея інформацію про кути обертання.

Струмообмежувальний резистор R37 призначений для загального зниження споживання струму пристроєм в режимі тестування за рахунок зміни яскравості світіння, а також шляхом зміни номіналу резистора за необхідності, ми також маємо змогу змінити параметри яскравості підсвічування дисплею. Потенціометр R6 встановлюється для покращення проведення регулювання контрастності зображення на дисплеї.

Управління головкою протикорабельної ракети можливо в двох режимах: ручному й автоматичному. Перемикання між режимами здійснюється за допомогою тумблера S1. Перебуваючи в розімкнутому стані, тумблер включає ручний режим управління, а в замкнутому - автоматичний режим управління поворотним пристроєм.

В випадку режиму ручного керування оператор має можливість управління пристроєм головки за допомогою кнопок SB1 - SB4. При натисканні оператора на одну з цих кнопок управління мікроконтролер формує команду для повороту пристрою і передає її через канали мультиплексора DD2 до приймача RS485, який, перетворюючи отриманий пакет, передає його по двохпровідній лінії до поворотного блоку пристрою. Приймавши пакет і виконавши команду, блок управління віссю, якому призначався пакет з командою, повертає відповідь контролеру управління головкою пристрою по лінії інтерфейсу через приймач RS485 і канали мультиплексора до мікроконтролеру. Приймавши пакет з відповіддю, мікроконтролер аналізує його і виводить на дисплей відповідну інформацію про стан і поточний кут повороту пристрою.

Кнопки «R» - right і «L» - left здійснюють обертання головки пристрою навколо осі азимута, відповідно за і проти годинникової стрілки. Кнопки «U» - up і «D» - down здійснюють зміну кута елевачії поворотного пристрою: «U» - збільшення кута, тобто проводиться підйом маніпулятора, «D» - зменшення кута, тобто проводиться опускання маніпулятора. При ручному управлінні в програмі

					<i>IA62.250BAK.001.ПЗ</i>	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		52

контролера передбачені обмеження обертання по осі азимута і елевації, що встановлюються через меню контролера управління поворотним пристроєм.

Щоб уникнути перекручення кабелю встановлюється максимальний можливий кут перекрута по осі азимута в обидві сторони після проходження точки з нульовим значенням азимута. Після досягнення максимального значення перекрута контролер управління зупиняє обертання поворотного пристрою у відповідному напрямку. Для обмеження кута підйому маніпулятора обертання по осі елевації також припиняється при досягненні відповідного кута підйому маніпулятора. Кут опускання маніпулятора обмежується нульовим значенням кута елевації, при досягненні якого опускання маніпулятора припиняється.

Для індикації моменту перекручення поворотного пристрою по осі азимута і при досягненні максимального кута елевації передбачені світлодіоди HL1 і HL2, керовані мікроконтролером за допомогою транзисторів VT2 і VT3. При перекрутці по осі азимута вмикається світлодіод HL2, при досягненні максимального кута елевації запалюється світлодіод HL1.

Управління меню контролера виконується за рахунок кнопок SB5, SB6 повороту пристрою. Кнопка «MENU / OK» здійснює вхід в меню налаштувань контролера і підтвердження обраного режиму або встановленого у відповідному меню значення параметра. Кнопка «ESC» здійснює вихід з меню налаштувань контролера управління. В режимі автоматичного керування повороту головки протикорабельної ракети здійснюється через запрограмований мікроконтролер описаний вище.

Розроблений контролер, має змогу здійснити підключення до комп'ютера за допомогою COM-порта, в результаті чого відбувається обмін даних з програмним забезпеченням, що забезпечить подальше тестування і покращення показників системи.

За допомогою використання програми, розробленої Себастьяном Стоффа під назвою Orbitron можливе автоматичне спостереження системи керуючого контролеру пристрою повороту головки за радіосупутниками в космосі, а також Землі, в разі необхідності. Контролер системи керування головою

					<i>IA62.250БАК.001.ПЗ</i>	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		53

протикорабельної ракети в бойовому, тобто автоматичному режимі працює у більшості системах саме з цією програмою і драйвером, що має змогу передачі даних швидкість понад 19200 бод, який носить назву WiSPDDE.

Діоди VD1 і VD2 призначені для захисту транзисторів VT1 і VT2 від викидів напруги самоіндукції на обмотках реле.

У блоці керування віссю передбачена можливість вибору напруги живлення обмоток реле. Завдяки цій можливості для управління електродвигунами поворотного пристрою можливе застосування реле, що мають напругу перемикавання контактів, однакову 5В постійного струму, або що мають напругу перемикавання, що дорівнює напрузі джерела напруги блок управління віссю. У розглянутому пристрої застосовується джерело з вихідним напругою 24В, тому для керування електродвигунами використовуються реле з напругою перемикавання контактів рівне 24В. Для вибору напруги керування обмотками реле призначена група контактів Х4. При установці перемички між контактами 1 і 2 напруга управління обмотками реле складе 24В, а при встановленні перемички між контактами 1 і 3 напруга складе 5В постійного струму.

Оскільки в даній системі застосовується джерело живлення з вихідною напругою 24В і для управління електродвигунами використовуються реле з напругою перемикавання контактів 24В, перемичка встановлена між контактами 1 і 2. Для програмування мікроконтролера DD1 призначається група контактів Х5, до якої підключається програматор.

					IA62.250БАК.001.ПЗ	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		54

6 РОЗРОБКА І ОПИС ДРУКОВАНОЇ ПЛАТИ

Всі друковані схеми по конструкції доволі просто можна класифікувати на одношарові і багатошарові. Для виготовлення елементів нашої системи, що включає в себе блок керування кутами і осями та мікроконтролера можемо зробити висновок про доцільність використання плати з двостороннім монтажем.

Для виготовлення блоків системи в якості матеріалу для друкованого вузла вибираємо фольгований склотекстоліт марки СФ-1-35-1,5.

За схемою електричною принциповою вибираються всі елементи, які будуть встановлені на друкованій платі, дані елементи частково або повністю описані в попередніх розділах.

Від центрального виведення в цьому випадку доведеться позбутися, використавши замість нього підставку для охолодження корпусу мікросхеми. Мікросхема DD4 і транзистори VT1 і VT2 в корпусах для поверхневого монтажу марки SOT23, транзистори марки BC847A, марка мікросхеми-супервізора MAX809LEUR. Мікроконтролер DD1 марки PIC16F84A. Кварцовий резонатор на частоту 4 МГц в корпусі HC-49U. Мікросхема магнітного енкодера AS5040 в корпусі TSSOP16 для поверхневого монтажу розташовується в центрі плати.

Магніт марки AS5000-MA6H1. Він встановлюється безпосередньо над корпусом мікросхеми, як можна точніше до її центру. Для цього магніт закріплений на валу поворотного вузла, виконаного з потенціометра відповідних розмірів. Вузол кріпиться над мікросхемою на трьох мідних стійках висотою 12 мм і діаметром 4 мм, закріплених в отворах плати, розташованих навколо мікросхеми-енкодера за допомогою пайки.

Налаштований на управління відповідної віссю поворотного пристрою вал поворотного магніту блоку керування з'єднується з відповідною віссю поворотного пристрою за допомогою сполучної муфти. Плата блоку кріпиться до корпусу поворотного пристрою на стійках. В результаті при обертанні відповідної осі поворотного пристрою відбувається обертання валу з магнітом, і енкодер оцінює кут повороту вала і, відповідно, всього поворотного пристрою.

					IA62.250БАК.001.ПЗ	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		55

Усередині використаного корпусу для встановлення пристрою блоки управління осями підключаються один до одного за допомогою чотирьох жильного екранованого кабелю, дві жили якого використовуються для організації лінії інтерфейсу RS485, і дві жили - для організації живлення блоків управління, і виводяться на роз'єм для підключення кабелю управління від контролера поворотного пристрою. Реле, керуючі електродвигунами приводів поворотного пристрою, розташовані на окремій платі, встановленої всередині поворотного пристрою. Діоди VD1 і VD2 призначені для захисту транзисторів VT1 і VT2 від викидів напруги самоіндукції на обмотках реле. Обмотки реле підключаються до блоків управління осями відрізками дроту МГТФ 1 x 0,5.

Резистори типорозміру ЧІП1206, конденсатори C1-C9 керамічні з типорозміром корпусу ЧІП1206. Конденсатор C10 танталовий, марки 293D475X9020C2WE3 розрахований на 20В.

Мікросхема приймач марки ADM485ARZ в корпусі SO8 для поверхневого монтажу. Мікросхема стабілізатора напруги живлення блоку, марки LM317D2T-TR в корпусі D2PAK, призначеного для поверхневого монтажу. При необхідності можливо застосувати дану мікросхему-стабілізатор і в корпусі TO220, трохи скоротивши виходи.

Резистори, крім R6 і R37, типорозміру ЧІП1206 для поверхневого монтажу на друковану плату. Резистор R37 марки МЛТ 0,25, резистор R6 марки СПЗ-19а. Конденсатори C14 і C16 марки К50-35 на напругу 50В, інші конденсатори керамічні з типорозміром корпусу ЧІП1206. Мікроконтролер DD1 марки PIC18F452 в корпусі DIP, мікросхема мультиплексора DD2 марки К561КП1 в корпусі DIP, її можливо замінити аналогом CD4052, мікросхема приймач RS485 DD3 марки ADM485ANZ в корпусі DIP, мікросхема драйвера COM-порту DD4 марки MAX232AEPЕ в корпусі DIP. Стабілізатор напруги DA1 марки LM317D2T-TR в корпусі D2PAK, призначеному для поверхневого монтажу. При необхідності можливо застосувати дану мікросхему-стабілізатор і в корпусі TO220, трохи скоротивши висновки.

					<i>IA62.250БАК.001.ПЗ</i>	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		56

Від центрального виведення в цьому випадку доведеться позбутися, використавши замість нього підставку для охолодження корпусу мікросхеми. Знакосинтезуючий двострочний рідкокристалічний індикатор HG1 марки DV1602 або аналогічний тієї ж моделі, транзисторами VT1 - VT3 марки BC847A в корпусах для поверхневого монтажу марки SOT23. Діод VD1 марки 1N4148 встановлюється безпосередньо на висновках обмотки реле.

Кварцовий резонатор на частоту 10 МГц в корпусі HC-49U. Реле K1 вибирається з відповідним струмом контактів і напругою обмотки, що відповідає напрузі блоку живлення. У даній конструкції застосовано реле марки Finder 44.62s. з напругою обмотки 24В постійного струму.

Світлодіоди HL1 і HL2 марки 204RD. Кнопки управління SB1-SB6 марки PB-02R-G. Тумблер S1 марки MTS102. Плата контролера управління встановлена усередині корпусу контролера на чотирьох стійках висотою 10 мм. У конструкції контролера керування плата контролера встановлюється на корпус блоку живлення системи керування, також розташованого усередині корпусу.

Розводка друкованих плат виконана за допомогою програми P-CAD.

					<i>IA62.250БАК.001.ПЗ</i>	Аркуш
						57
<i>Зм</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ документа</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		

7 ЗБІРКА ПЛАТИ ТА РЕЗУЛЬТАТИ ЩО ПІДТВЕРДЖУЮТЬ ПРАЦЕЗДАТНІСТЬ

Використовуючи дані попередніх розділів та спроектовані електричні структурні та принципові схеми було розроблено контролер системи керування головою самонаведення протикорабельної ракети представлений на рисунку 7.1 та 7.2.

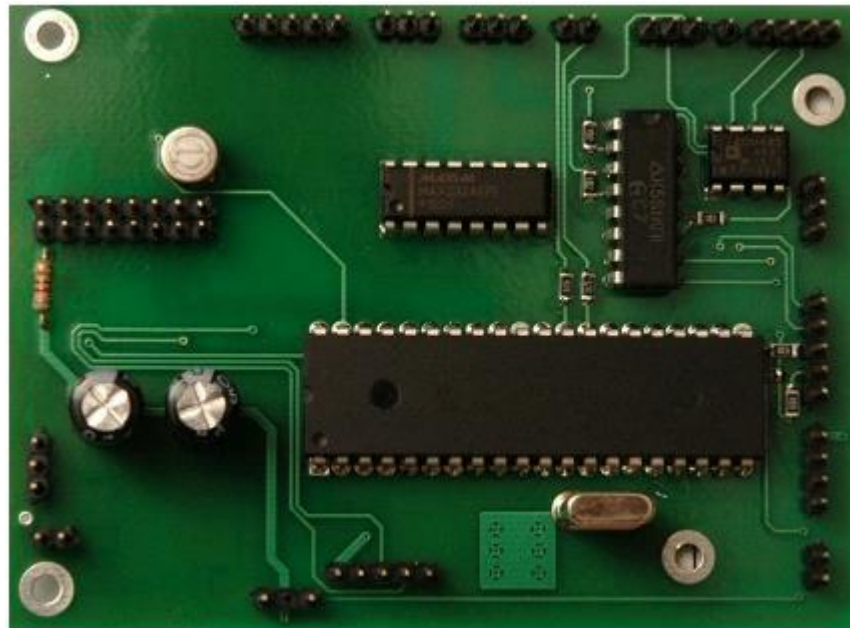


Рисунок 7.1 – Вигляд плати

Плата контролера системи керування встановлена усередині спеціального корпусу контролера на чотирьох стійках висотою 10 мм. У розглянутій конструкції контролера керування плата контролера встановлена на корпус блоку живлення системи управління, також розташованого усередині корпусу. Розташування плати контролера і його внутрішня компоновка зображена на рисунку 7.3. Органи керування і індикації контролера пристрою розташовані на передній панелі корпусу. Дисплей HG1 підключений до контактної групи на платі контролера, призначеної для підключення дисплея, багатожильним плоским кабелем, що містить 10 жил. Підсвічування дисплея підключена до плати контролера відрізками проводів МГТФ 1 x 0,5. Кнопки управління, тумблер перемикання режимів і світлодіоди, розташовані на передній панелі,

					IA62.250БАК.001.ПЗ	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		58

підключаються до відповідних контактів на платі контролера відрізками проводів МГТФ 1 х 0,5 і збираються в джгут, який для зручності обслуговування плати, покладений по її периметру. На задній панелі корпусу контролера поворотного пристрою розташовані: роз'єм для підключення кабелю управління поворотним пристроєм, роз'єм СОМ-порту для підключення контролера до СОМ-порту комп'ютера, роз'єм для підключення контролера до мережі змінного струму, оскільки в даній конструкції блок живлення знаходиться всередині корпусу контролера.

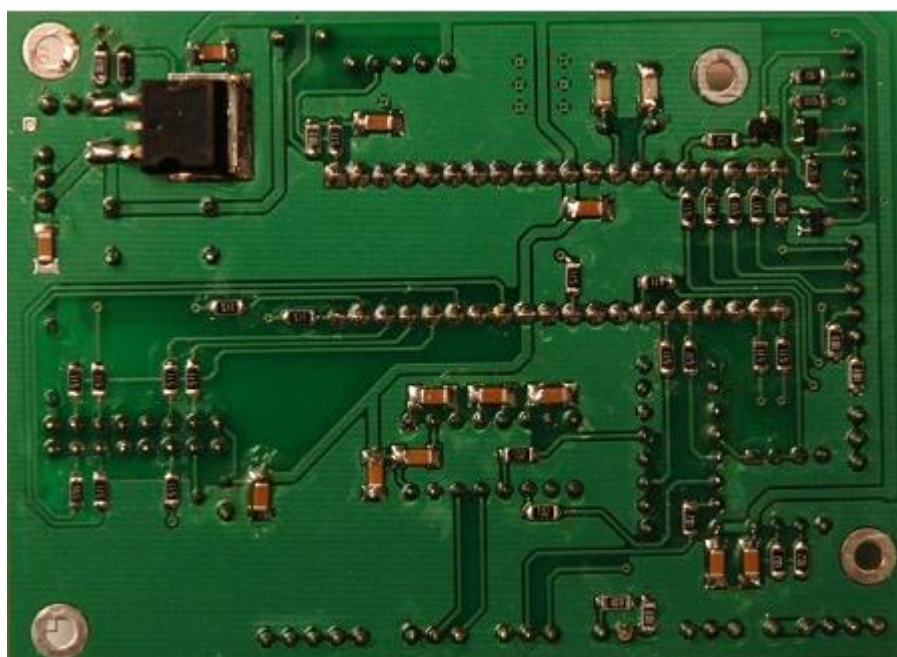


Рисунок 7.2 – Вигляд плати з іншої сторони

При монтажу плати в блок тестування, представлений на рисунку 7.3, та подальшому тестуванню налаштований на керування відповідно віссю пристрою вал поворотного магніту блоку керування віссю з'єднується з відповідною віссю поворотного пристрою за допомогою сполучної муфти. Плата блоку кріпиться до корпусу пристрою на стійках. В результаті при обертанні відповідної осі поворотного пристрою відбувається обертання валу з магнітом, і енкодер оцінює кут повороту вала і, відповідно, всього об'єкту. Виходячи з цього, в процесі

тестування були отримані дані, що підтвердили працездатність контролера системи керування.

Вхід в меню налаштувань контролера системи керування пристроєм здійснюється за допомогою кнопки «MENU / OK». Після її натискання на дисплеї з'явиться перше меню налаштування в дереві меню налаштувань контролера. Переміщення по дереву меню контролера здійснюється кнопками «D» і «U». У першому меню здійснюється калібрування кута азимута відповідно до початкової установки повороту пристрою, тобто калібрування нульового напрямку. У верхній частині дисплея знаходиться напис «Calib.Zero point», що позначає, що користувач знаходиться в меню калібрування кута.

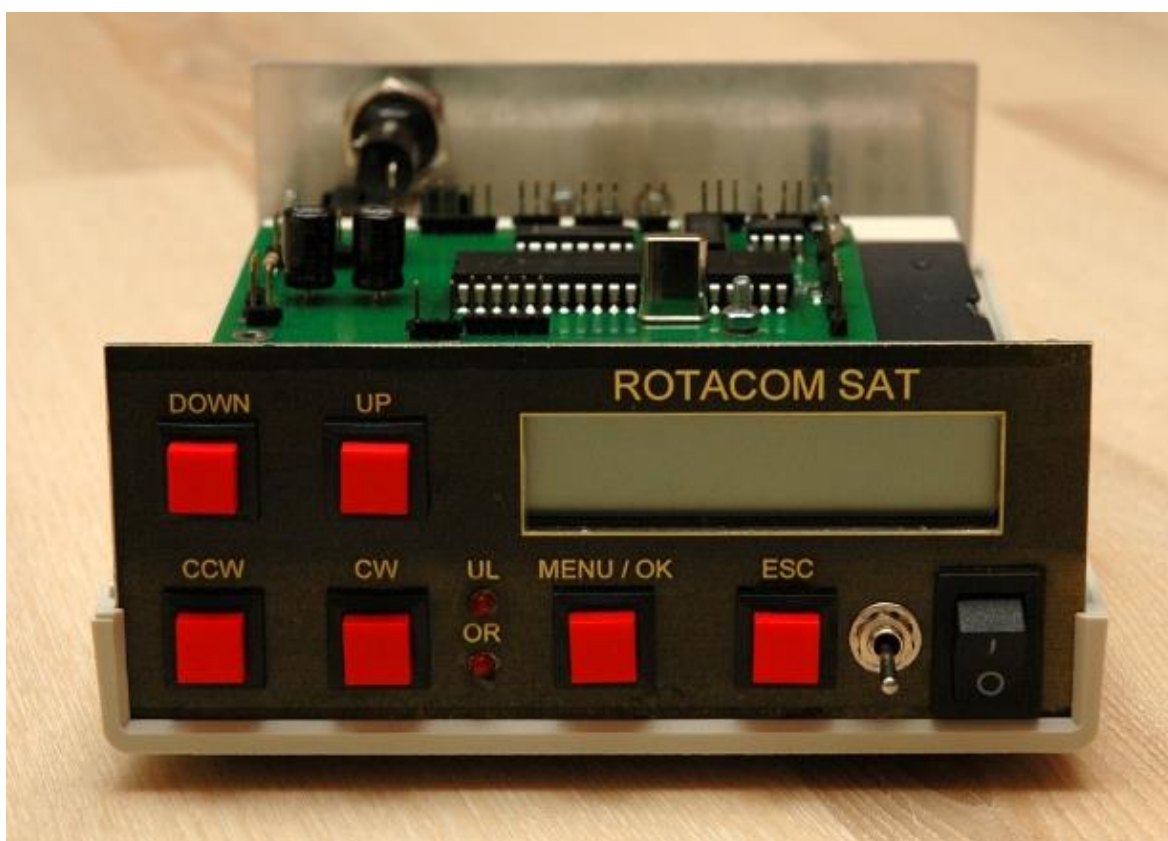


Рисунок 7.3 – Вигляд монтажного блоку



Рисунок 7.4 – Вигляд дисплею при ручному керуванні

					IA62.250BAK.001.ПЗ	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		60

Значком «А:» позначаються поточні показання азимута поворотного пристрою в градусах, значком «Е:» дані кута елевації. При можливому перекруті антенного кабелю в правому верхньому куті дисплея виводиться значок «R», при усуненні перекрута цей значок пропадає. У нижньому рядку дисплея відображається інформація про стан в якому знаходиться поворотний вал пристрою. Під показаннями кута азимута і кута елевації відображаються написи що означають поведінку поворотного пристрою в даний момент. При здійсненні обертання поворотного пристрою по або проти годинникової стрілки по осі азимута під значенням кута азимута відображається напис «R» (right) - обертання за годинниковою стрілкою або «L» (left) - обертання проти годинникової стрілки. При зупинці обертання поворотного пристрою по осі азимута під значенням кута азимута відображається напис «STOP» - обертання по осі не відбувається. При зміні оператором кута елевації поворотного пристрою під значенням поточного кута елевації відображається напис «U» (up) - збільшення кута елевації поворотного пристрою, або «D» (down) - зменшення кута елевації поворотного пристрою. При зупинці зміни кута елевації під значенням поточного кута елевації відображається напис «STOP». Крім того, на дисплеї контролера під позначеннями показників кутів азимута і елевації відображаються значки контролю зв'язку з блоками керування осями, встановленими на поворотному пристрої. Під позначенням «А:» відображається значок стану зв'язку з блоком керування віссю азимута, під позначенням «Е:» відображається значок стану зв'язку з блоком керування віссю елевації. Значки стану зв'язку можуть приймати два значення: «*» - зв'язок з блоком встановлена, «!» - зв'язок з блоком відсутній. У нижньому правому куті дисплея відображається символ, що позначає режим роботи контролера поворотного пристрою. Символ «Н» (Hand) - позначає ручний режим роботи, символ «А» (Auto) - позначає автоматичний режим роботи.

В автоматичному режимі в верхньому рядку дисплея також відображається інформація про поточні кутах поворотного пристрою, а в нижній сходинці, в

					IA62.250БАК.001.ПЗ	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		61

дужках, відображаються значення кутів прийнятих від програми Orbitron з персонального комп'ютера і значки стану поворотного пристрою. При перемиканні пристрою в автоматичний режим керування ніяких даних про кути положення з комп'ютера ще не прийнято, тому на дисплеї в дужках відображаються прочерки, тобто ніяких даних не прийнято. При встановленні зв'язку з програмою Orbitron і отриманні контролером даних про кути в дужках з'являються значення кутів для поворотного пристрою. Дисплей контролера в автоматичному режимі без прийнятих даних показаний на рисунку 7.4, з прийнятими від комп'ютера даними на малюнку 7.5.



Рисунок 7.5 – Вигляд дисплею в автоматичному режимі з прийнятих даних від комп'ютера

Значки про стан зв'язку з блоками керування осями також розташовані під відповідними символами поточних кутів азимута і елевачії.

Оскільки кут елевачії не може перевищувати 90 градусів, контролер за замовчуванням обмежує кут підйому антени цим значенням. Але в наших умовах експлуатації антен потрібно обмежити кут елевачії значенням, меншим, ніж 90 градусів. Зміна значення кута проводиться кнопками «R» і «D». Після установки бажаного значення кута необхідно ввести це значення натисканням кнопки «MENU / OK». Після її натискання праворуч від встановленого значення кута елевачії з'явиться напис «MEM», який означає, що дані успішно введені в пам'ять контролера. Меню установки максимального кута елевачії зображено на малюнку 7.6.

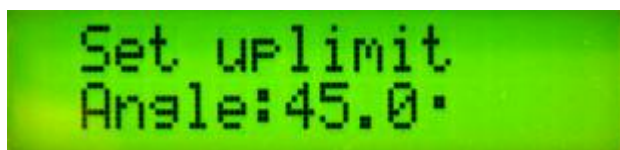


Рисунок 7.6 – Встановлення максимального кута елевачії повороту пристрою

					IA62.250БАК.001.ПЗ	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		62

Наступне меню дозволяє встановити зону переходу поворотного пристрою в імпульсний режим підстроювання кута азимута в автоматичному режимі роботи поворотного пристрою. У ньому встановлюється значення кута, який є різницею між поточним кутом азимута поворотного пристрою і кутом, який встановлюється в даний момент, відповідно до даних, отриманими від комп'ютера. Тобто при досягненні поворотним пристроєм такого кута, який відрізняється від цільового на значення, яке встановлюється в меню, підстроювання пристрої до цільового кута буде проводитися виключно в імпульсному режимі. Меню установки зони переходу в імпульсний режим підстроювання кута азимута зображено на рисунку 7.7.

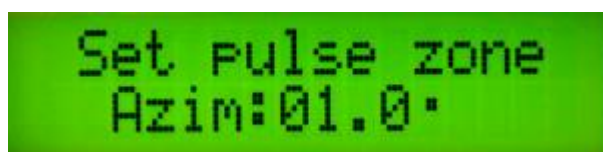


Рисунок 7.7 – Установка зони переходу повороту пристрою в покроковий режим підлаштування кута азимута.

Наступне меню дозволяє встановити довжину імпульсу підстроювання кута азимута. Оскільки система керування може бути встановлена на різні системи, що мають різні механічні характеристики, швидкість обертання і приводяться в рух різними електроприводами, то установка тривалості імпульсу підстроювання кутів дозволить оптимально налаштувати імпульсний режим підстроювання кута повороту. В меню настройки тривалості імпульсу підстроювання азимута встановлюється час роботи електроприводу, що визначає кут, на який повернеться головка наведення за один імпульс. Меню установки імпульсу підстроювання азимута зображено на рисунку 7.8.



Рисунок 7.8 – Встановлення тривалості імпульсу

					IA62.250БАК.001.ПЗ	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		63

У верхньому рядку дисплея відображається назва меню «Pulse lenght», в нижній сходинці відображається значення тривалості імпульсу підстроювання азимута поворотного пристрою в мілісекундах. Зміна значення тривалості імпульсу здійснюється кнопками «R» і «L». Оптимальне значення тривалості імпульсу підстроювання азимута підбирається експериментально після установки системи керування на поворотний пристрій. Після установки необхідного значення і натискання кнопки «MENU / OK», значення буде записано в пам'ять контролера, про що проінформує повідомлення «MEM».

Наступне меню дозволяє встановити довжину імпульсу підстроювання кута елевації. Воно не сильно відрізняється від попереднього меню. У верхньому рядку відображається назва меню ідентичне попередньому, а в другій сходинці відображається значення тривалості імпульсу підстроювання елевації поворотного пристрою. Зміна тривалості імпульсу і запис його значення в пам'ять контролера проводиться як і в попередньому меню.



Рисунок 7.9 – Встановлення довжини кроку елевації

Останнє меню контролера призначене для вибору інтерфейсу зв'язку з персональним комп'ютером. За замовчуванням вибраний інтерфейс RS232, який використовує для зв'язку COM-порт комп'ютера. Меню вибору інтерфейсу зв'язку зображено на рисунку 7.10.



Рисунок 7.9 – Встановлення зв'язку з комп'ютером

У верхній частині дисплею відображається назва меню «Set COM-port», в нижній - номер порту і назва інтерфейсу, включеного в даний момент. Port-1 відповідає інтерфейсу RS232, інтегрованого в контролер,

					IA62.250БАК.001.ПЗ	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		64

Port-2 відповідає інтерфейсу USB, який реалізується в контролері шляхом підключення перехідника RS232 - USB до відповідних контактів групи X4. Port-3 відповідає інтерфейсу Bluetooth, який можливо реалізувати в пристрої, підключивши модуль RS232-Bluetooth до відповідних висновків контактної групи X5. Вибір порту зв'язку в меню здійснюється за допомогою клавіш управління «R» і «L». При виборі відповідного порту в нижньому рядку меню відображається номер порту з відповідною назвою інтерфейсу: «Port-1-RS232», «Port-2-USB» або «Port-3-Bth». Введення цього значення порту зв'язку в пам'ять контролера проводиться також, як і в попередніх меню. Після виконання відповідних налаштувань контролера пристрою системою керування можна користуватися. Практика показала, що в ручному режимі система чітко і без помилок виконує команди користувача і контролює кути антени відповідно до встановлених параметрах. В автоматичному режимі система контролю, спільно з програмами GPS або того ж Orbitron, може плавно стежити за обраним супутником або Місяцем.

					<i>IA62.250БАК.001.ПЗ</i>	Аркуш
						65
<i>Зм</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ документа</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		

ВИСНОВКИ

У дипломному проекті був розроблений контролер системи керування положенням головки самонаведення протикорабельної ракети. В процесі виконання роботи були вирішені наступні задачі:

- 1) розглянуті ітеративний спосіб навчання наведення ракети;
- 2) обрані доцільні елементи для проектування системи;
- 3) розглянуто та проведено аналіз перспектив розвитку й можливостей ракетних комплексів на озброєнні нашої в вигляді ракетного комплексу Нептун та іноземних держав, в тому числі і російського Х-35, а також систему навчання для наведення ракет нового, а в нашому випадку саме п'ятого покоління, розроблено структуру контролер системи керування головою протикорабельної ракети;
- 4) розроблено друковану плату контролера системи керування головою самонаведення протикорабельної ракети;
- 5) проведено опис і принцип працездатності спроектованого пристрою.

Розробка системи керування виконана з врахуванням новітніх досягнень в області навчання ракет нових поколінь та проектування, що передбачає можливість інтеграції розробленого пристрою на існуючі практичні рішення, що дозволить покращити процес влучання та захоплення цілі, а також непомітного для радарів противника переслідування об'єкту.

Перевагами проекту є порівняна простота реалізації, що полягає в застосуванні сучасних елементів, стійких до завад і жорстких умов, в тому числі і мікроконтролера та іноваційні систем навчання заснованих на використанні алгоритмів та приймачів GPS, в тому числі використання програми Orbitron, а також ітеративного навчання для наведення ракети в підрозділі 3.3, де представлена конструкція передбачала правильну інтерпретацію нахилених параметрів до цілі для кращого керування наведенням ракети, що дозволяють відстежити положення ворожого об'єкту за допомогою супутникової навігації та доставити ракету в область ураження цілі, оминувши завади противника.

					<i>IA62.250BAK.001.P3</i>	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		66

В процесі роботи були розроблені структурна, принципова електричні схеми, обрані та описані основні вузли та елементи та допоміжні пристрої.

Окремий розділ присвячений розробці та створенню схеми друкованої плати системи керування головою протикорабельної ракети, а також її збірці з встановленими елементами та описом кожного етапу проектування.

Також було розглянуто роботу контролера системи керування при ручному монтажу в корпус для керування і тестування, в процесі чого описано налаштування системи, та результати, що показали працездатність системи, що говорить про правильність та оптимальність обраних елементів системи.

					<i>IA62.250БАК.001.ПЗ</i>	Аркуш
						67
<i>Зм</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ документа</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Крилаті і стратегічні. Нові ракети України. URL: <https://ua.korrespondent.net/business/companies/3940895-krylati-i-stratehichni-novi-rakety-ukrainy>.
2. Головка самонаведення протикорабельної ракети Нептуна. URL: <https://old.defence-ua.com/index.php/home-page/8898-dkbb-luch-vpershe-prodemonstruvalo-holovku-samonavedennya-neptuna-video>.
3. Крилата ракета. URL: https://bigenc.ru/technology_and_technique/text/2637984 (4.05.2020)
4. G.M. Siouris Missile guidance and control systems Springer Science & Business Media (2004)
5. He S, Wang, Wang J. Three-dimensional impact angle guidance laws based on model predictive control and sliding mode disturbance observer. J Dyn Syst Meas Control 2016.
6. Siouris GM. Missile guidance and control systems. Springer Science & Business Media; 2004.
7. J.-X. Xu, R. Yan, et al. On initial conditions in iterative learning control IEEE Trans Autom. Control, (2005), стор. 1349-1354
8. Скорик А.Б. Принципи розробки перспективного зенітного ракетного комплексу з використанням NSW-концепції і еволюційно-технологічного підходу / А.Б. Скорик, О.Д. Флоров, О.М. Доска, Ю.В. Коробков // Системи озброєння і військова техніка. – 2009.
9. Можливості щодо створення вітчизняного зенітного ракетного комплексу / А.Б. Скорик, М.О. Єрмошин, В.В. Воронін, О.О. Зверєв // Системи озброєння і військова техніка. – 2010.
10. Анализ особенностей построение современных систем самонаведения ЗУР и ракет воздух-воздух с радиокоррекцией / А.Б. Скорик, Н.Т. Грицына, Д.Ю. Кириченко, В.И. Снаговский // Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України. – 2012.

					<i>IA62.250BAK.001.ПЗ</i>	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		68

11. Интерфейс RS-485. URL: <http://uadoc.zavantag.com/text/18321/index-1.html>. (04.05.2020)

12. Chen B-S, Chen Y-Y, Lin C-L. Nonlinear fuzzy H_{∞} guidance law with saturation of actuators against maneuvering targets. IEEE Trans Control Syst Technol; 2002.

13. Shneydor NA. Missile guidance and pursuit: kinematics, dynamics and control. Elsevier; 1998.

14. Bristow DA, Tharayil M, Alleyne AG. A survey of iterative learning control. IEEE; 2006.

15. Патент RU 2313054C1 Активная радиолокационная головка самонаведения. ОАО «Корпорация Фазотрон – Научно-исследовательский институт радиостроения». Заявка 2006118284/02, 29.05.2006.

16. Зайцев Г.В. Цифровая обработка сигналов в многофункциональных радиолокаторах. Методы. Алгоритмы. Аппаратура. Коллективная монография / под ред. Г.В. Зайцева. – М.: Радиотехника, 2015.

17. AS5040 10 bit 360° programmable magnetic rotary encoder. – URL: http://www.datasheet4u.com/datasheet/A/S/5/AS5040_austriamicrosystemsAG.pdf.html (4.05.2020).

18. PIC16F84A Data Sheet 18-pin Enhanced FLASH/EEPROM 8-bit Microcontroller. – URL: <http://datasheet.su/datasheet/Microchip/PIC16F84A-20I/P> (4.05.2020).

19. ADM485 +5V Low power EIA RS-485 Transceiver Analog Devices. – URL: <http://www.chipfind.ru/datasheet/ad/adm485.htm> (6.06.2018)

20. IC16F84A Data Sheet 18-pin Enhanced FLASH/EEPROM 8-bit Microcontroller. – URL: <http://datasheet.su/datasheet/Microchip/PIC16F84A20I/P> (4.05.2020)

21. Система керування поворотним пристроєм. URL: <http://www.tularadio.ru/?pg=content/kontroler-povorotki> (4.05.2020)

					<i>IA62.250БАК.001.ПЗ</i>	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		69

22. Артилерія та ракети - основа сучасної війни: як їх розвивати, щоб не відстати від Росії? URL: <https://niss.gov.ua/news/statti/artileriya-ta-raketi-osnova-suchasnoi-viyni-yak-ikh-rozvivati-schob-ne-vidstati-vid>(4.05.2020)

23. Zaytsev, G. (2015), “Tsifrovaya obrabotka signalov v mnogofunktsional'nykh radiolokatorakh. Metody. Algoritmy. Apparatura” [Digital signal processing in multifunctional radars. Methods. Algorithms. Equipment], Radiotekhnika, Moscow, 376 p.

24. Sophisticated multi-mission warfare (2018), www.raytheon.com/capabilities/products/sm-6/ (accessed May 2018).

25. Maksimov, M. and Gorgonov, G. (1982), “Radioelektronnyye sistemy samonavedeniya” [Radio-electronic systems of homing], Radio i svyaz, Moscow, 304 p.

26. Patent RU 2253821 FIRE SECTION. JSC “Research Institute of Instrument Engineering. V.V. Tikhomirova” application 2003134518/02, 27.11.2003.

27. Patent RU 2313054C1 Active radar homing head. OJSC “Corporation Phasotron – Research Institute of Radio Engineering”, application 2006118284/02, 29.05.2006.

					<i>IA62.250БАК.001.ПЗ</i>	Аркуш
Зм	Арк.	№ документа	Підпис	Дата		70